



TESIS 092325

**STUDI PENGARUH PENAMBAHAN *FLANGE* UNTUK
PENINGKATAN PERFORMANSI *DIFFUSER-
AUGMENTED WIND TURBINE* (DAWT) DENGAN
CURVATURE LENGKUNG**

MUCHAMMAD NURUR ROCHMAN

2412 201 002

Pembimbing :

Dr. rer. nat. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc.

Dr. Gunawan Nugroho, ST, M.T.

PROGRAM MAGISTER

BIDANG KEAHLIAN REKAYASA INSTRUMENTASI

JURUSAN TEKNIK FISIKA

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER

SURABAYA

2014



TESIS 092325

***STUDY ON THE EFFECT OF FLANGE
INSTALLMENT TO THE PERFORMANCE
IMPROVEMENT OF DIFFUSER AUGMENTED WIND
TURBINE (DAWT) WITH CURVATURE INTERIOR***

MUCHAMMAD NURUR ROCHMAN

2412 201 002

Supervisor :

Dr. rer. nat. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc.

Dr. Gunawan Nugroho, ST, M.T.

MASTER PROGRAM

STUDY OF ENGINEERING INSTRUMENTATION INDUSTRY

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS

FACULTY OF TECHNOLOGY INDUSTRY

INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER

SURABAYA

2014

Telah disusun untuk memenuhi salah satu syarat memperoleh gelar
Magister Teknik (M.T.)

Di
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Oleh :

Muchammad Nurur Rochman
NRP. 2412 201 002

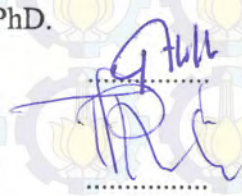
Tanggal Ujian : 15 Juli 2014
Periode Wisuda : September 2014

Disetujui Oleh :


1. Nama Pembimbing I : Dr. rer. nat. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc.
NIP : 19671117 199702 1 001
2. Nama Pembimbing II : Dr. Gunawan Nugroho, S.T., M.T.
NIP : 19771127 200212 1 002
3. Nama Penguji : Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.
NIP : 19761223 200501 1 001
4. Nama Penguji : Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si, PhD.
NIP : 19780902 200312 1 002
5. Nama Penguji : Totok Ruki Biyanto, S.T, M.T, PhD.
NIP : 19710702 199802 1 001







Direktur Program Pascasarjana


Prof. Dr. Ir. Adi Soeprijanto, M.T.
NIP. 19640405 199002 1 001

STUDI PENGARUH PENAMBAHAN *FLANGE* UNTUK PENINGKATAN PERFORMANSI *DIFFUSER-AUGMENTED* *WIND TURBINE* (DAWT) DENGAN *CURVATURE* LENGKUNG

Nama Mahasiswa : Muchammad Nurur Rochman

NRP : 2412201002

Pembimbing : Dr. rer. net. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc.
Dr. Gunawan Nugroho, S.T., M.T.

ABSTRAK

Diffuser Augmented Wind Turbine (DAWT) memberikan potensi untuk mengatasi ketersediaan energi angin seperti di Indonesia dengan kecepatan rata-rata tahunan dari 3-5 m/s. Dalam tesis ini, studi komputasi CFD untuk mengetahui pengaruh penambahan flange (pada posisi *trailing edge* dari model *diffuser* yang sebelumnya dengan desain kurvatur lengkung) terhadap perubahan kecepatan angin dalam *diffuser*. Dua model bentuk flange telah disimulasikan, yaitu flange berbentuk datar (*flat-flange*) dan flange berbentuk *airfoil*. Pengamatan perubahan sudut pada pemasangan flange, juga memiliki pengaruh terhadap kecepatan angin maksimum di dalam *diffuser*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan flange pada posisi *trailing-edge diffuser* akan dapat lebih meningkatkan kecepatan udara di dalam *diffuser*. Penambahan *flange* berbentuk datar akan meningkatkan kecepatan udara hingga 65% lebih tinggi dari kecepatan udara *freestream*. Sementara itu, dengan mengoptimalkan posisi sudut flange, akan meningkatkan kecepatan angin hingga 4% (yaitu meningkat 69% dan maksimum di $\phi = 60^\circ$). Bahkan peningkatan kecepatan angin lebih tinggi (dibanding penambahan dari flange berbentuk datar) didapatkan dengan penambahan flange berbasis *airfoil*, yaitu meningkat hingga 72% (maksimum pada posisi sudut $\phi = 72^\circ$).

Kata Kunci - DAWT, Optimasi *Curvature Wall*, penambahan *flange*, sudut *flange*.

**STUDY ON THE EFFECT OF FLANGE INSTALLMENT TO
THE PERFORMANCE IMPROVEMENT OF DIFFUSER
AUGMENTED WIND TURBINE (DAWT) WITH CURVATURE
INTERIOR**

By : Muchammad Nurur Rochman
Student Identify Number : 2412201002
Supervisor : Dr. rer. net. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc.
Dr. Gunawan Nugroho, S.T., M.T.

ABSTRACT

The Diffuser Augmented Wind Turbine (DAWT) offers potentials to cope with the wind availability situation like in Indonesia, i.e. with yearly average of 3-5 m/s. In this research, computational CFD studies to get insight into the role of flange installment (at the trailing edge of the previously proposed model diffuser Augmented Wind Turbine with curve interior wall) to the wind velocity intensification inside the diffuser. Two models of flange are investigated, i.e. the flat flange and airfoil-shape flange. The role of angle-of-installment that provide the maximum velocity inside the diffuser are also investigated. Results show that the additional flange to the trailing-edge of the diffuser will more step-up the air velocity inside the diffuser. The installment of flat flange will additionally increase the air velocity up to 65 % higher from freestream air velocity. Meanwhile by optimizing the position of flange's angle, a more step-up in velocity up to 4% can still being harvested (i.e. increased 69% and max at $\phi = 60^\circ$). An even more higher additional velocity (in compare to the installment of flat flange) can be harvested by installment of flange with airfoil-shape, i.e. up to 31% (max at $\phi = 72^\circ$).

Keywords – DAWT, Optimized Curvature Wall, Flange Installement, Flange's angle.

KATA PENGANTAR

Alhamdullillah, puji syukur penulis panjatkan kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan segala rahmat dan karunia-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan laporan Tugas Akhir yang berjudul : **STUDI PENGARUH PENAMBAHAN *FLANGE* UNTUK PENINGKATAN PERFORMANSI *DIFFUSER-AUGMENTED WIND TURBINE* (DAWT) DENGAN *CURVATURE* LENGKUNG**, sesuai dengan waktu yang diharapkan. Laporan Tugas Akhir ini disusun guna memenuhi persyaratan bagi seorang mahasiswa pascasarjana untuk memperoleh gelar Magister Teknik pada Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Penulis mengucapkan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah meluangkan waktu dan perhatian, sehingga baik langsung maupun tidak langsung turut membantu penulis dalam menyelesaikan Laporan Tugas Akhir ini. Ucapan terima kasih ini penulis tujukan kepada:

- Kedua Orang tua, saudara dan kakak-kakakku yang selalu memberikan dukungan penuh, baik moral, spiritual maupun material.
- Bapak Dr. rer. nat. Ir. Aulia M. T. Nasution, M.Sc. dan Bapak Dr. Gunawan Nugroho, ST, MT selaku pembimbing yang telah memberikan pengarahan dan bimbingan kepada penulis dalam penyusunan tesis ini.
- Bapak Prof. Dr. Ir. Sekartedjo, M.Sc. selaku dosen wali, yang selalu memberikan motivasi dan arahan pada penulis selama masa perkuliahan.
- Seluruh Bapak dan Ibu dosen pengajar serta karyawan Jurusan Teknik Fisika, FTI-ITS Surabaya.
- LPDP (Lembaga Pengelola Dana Pendidikan) Kementerian Keuangan RI sebagai sponsor yang telah membantu dalam Pendanaan dalam mengerjakan Tesis hingga selesai.
- Teman-teman seperjuangan Epicentrum yang selalu saling memberikan semangat, terimakasih atas dukungan, bantuan, dan semangatnya.

- Semua akademisi jurusan teknik fisika ITS, serta semua pihak yang tidak dapat kami sebutkan satu per satu yang telah membantu terlaksananya tugas akhir ini.

Penulis menyadari bahwa Laporan Tugas Akhir ini masih jauh dari kesempurnaan, oleh karena itu kritik dan saran yang bersifat membangun sangat penulis harapkan. Akhirnya, harapan penulis semoga sekedar tulisan Tesis ini dapat bermanfaat sebagaimana mestinya.

Surabaya, Agustus 2014

Penulis

DAFTAR ISI

	Halaman
LEMBAR PENGESAHAN	v
ABSTRAK	vii
ABSTRACT	ix
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xv
DAFTAR LAMPIRAN	xix
BAB 1. PENDAHULUAN	1
1.1. Latar Belakang	1
1.2. Rumusan Masalah	3
1.3. Batasan Masalah	4
1.4. Tujuan Penelitian	4
1.5. Manfaat Penelitian	4
BAB 2. KAJIAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI	7
2.1. <i>Diffuser Augmented Wind Turbine (DAWT)</i>	7
2.2. <i>Teori Boundary Layer</i>	9
2.2.1 <i>Separasi Aliran (Flow Separation)</i>	10
2.2.2 <i>Wake Dynamics</i>	12
2.3. <i>Airfoil</i>	13
2.3.1 <i>Hukum Konservasi Massa dalam Sistem Tertutup</i>	14
2.3.2 <i>Geometri Airfoil Seri NACA</i>	15
2.3.3 <i>Optimasi Airfoil</i>	16
2.3.4 <i>Daya Angkat Airfoil (Lift)</i>	17
2.4. <i>Persamaan dan Model Turbulence</i>	19
2.5. <i>Computational Fluid Dynamics(CFD)</i>	21
2.5.1 <i>Metode Elemen Hingga (Finite Elements Method)</i>	22
2.5.2 <i>Model K-epsilon</i>	24
BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN	25
3.1 <i>Desain flange Diffuser</i>	25

3.2 Simulasi <i>Computational Fluid Dynamic</i> (CFD)	26
3.3 Simulasi Tahap Awal (Validasi)	28
3.4 Diagram Alir Penelitian	29
BAB 4. HASIL DAN PEMBAHASAN	31
4.1 Simulasi <i>Computational Fluid Dynamic</i> (CFD)	31
4.1.1 Simulasi Tahap Awal	31
4.1.2 Simulasi <i>Diffuser</i> Curvatur Lengkung dengan <i>Flat-flange</i>	33
4.1.3 Simulasi <i>Diffuser</i> Curvatur Lengkung dengan <i>Airfoil flange</i>	35
4.2 Hasil Perbandingan Simulasi	36
4.2.1 Perbandingan Simulasi Variasi Sudut Flange	36
4.2.2 Perbandingan Simulasi Variasi Kecepatan Awal (Uo)	39
4.3 Formasi <i>Wake Turbulence</i> pada <i>Diffuser</i>	41
4.4 Kecepatan Angin dalam <i>Diffuser</i>	42
BAB 5. KESIMPULAN DAN SARAN	45
DAFTAR PUSTAKA	47
LAMPIRAN	49

DAFTAR GAMBAR

	Halaman
Gambar 2.1. (a) HAWT , (b) VAWT (Spera, 2009)	7
Gambar 2.2. (a) Tipe <i>Diffuser</i> dalam DAWT, (b) DAWT dengan <i>Flange</i> (Ohya dkk, 2008)	8
Gambar 2.3. Daerah Transisi Laminer-Turbulen (Purwanto, 2011)	9
Gambar 2.4. Skematik Kondisi Terjadinya Separasi Aliran (Alexandrou, 2011)	10
Gambar 2.5. Aliran Pada sebuah <i>converging-diverging nozzle</i> (Alexandrou, 2011)	11
Gambar 2.6. Pembentukan <i>Wake</i> (Alexandrou, 2011)	12
Gambar 2.7. Aliran Fluida pada <i>Airfoil</i> (Lubis, 2012)	14
Gambar 2.8. Bagian-bagian dari Geometri <i>Airfoil</i> (Bertin, 2009)	15
Gambar 2.9. komponen <i>Lift (L)</i> , <i>Drag (D)</i> , dan <i>moment (M)</i> pada <i>airfoil</i> (Nasution, 2011)	17
Gambar 2.10. (a) grafik antara koefisien lift dengan sudut serang (b) grafik antara koefisien <i>drag</i> dengan sudut serang (Fox & Mcdonald, 1978)	18
Gambar 2.11. Representasi <i>trailing vortices</i> pada ujung <i>airfoil</i> (Fox & Mcdonald, 1978)	19
Gambar 2.12. Efek dari penambahan sirip pada <i>airfoil</i> NACA 23012 (Fox & Mcdonald, 1978)	19
Gambar 2.13. Diskritisasi Objek	22
Gambar 2.13. Elemen Segitiga (Rainaldo, 2007)	22
Gambar 3.1. DAWT dengan penambahan <i>flange</i> (Ohya, 2008)	25
Gambar 3.2. Bentuk Geometri DAWT dengan <i>flange</i> sebelum dilakukan simulasi	26
Gambar 3.3. Bentuk dan Ukuran Ruang Simulasi CFD	27

Gambar 3.4	Grafik Profil Kecepatan Angin dam DAWT	28
Gambar 3.5	Skema Pembuatan Program Representasi Gambar Hasil Simulasi	28
Gambar 3.6	Diagram Alir Penelitian	29
Gambar 4.1	Profil Kecepatan Aliran Angin pada <i>Flat-Diffuser</i> dengan <i>Flat-Flange</i>	31
Gambar 4.2	Hasil Validasi : a) dari Ohya dkk (2008) , b) Simulasi Validasi yang Telah Dilakukan.	32
Gambar 4.3	Perbandingan hasil simulasi <i>Diffuser Airfoil</i> NACA 5807 ; $L/D=2$ vs $L/D=1,5$	32
Gambar 4.4	Pengaruh Penambahan <i>Flange</i> pada <i>Diffuser</i> Interior rata (<i>Flat Wall</i>) dan Interior lengkung (<i>Optimized Curvature Wall</i>)	33
Gambar 4.5	Profil Kecepatan Aliran Angin pada <i>Diffuser</i> lengkung dengan <i>Flat-Flange</i> pada sudut 60°	34
Gambar 4.6	Grafik Profil Kecepatan Aliran Angin pada <i>Diffuser</i> lengkung dengan <i>Flat-Flange</i> pada sudut 0° hingga 84°	35
Gambar 4.7	Profil Kecepatan Aliran Angin pada <i>Diffuser</i> lengkung dengan <i>Flange</i> Berbasis <i>Airfoil</i> pada sudut 60°	36
Gambar 4.8	Grafik Profil Kecepatan Aliran Angin pada <i>Diffuser</i> lengkung dengan <i>Flange</i> Berbasis <i>Airfoil</i> pada sudut 0° hingga 84°	36
Gambar 4.9	Grafik Perbandingan Kecepatan Maksimum Aliran Angin pada <i>Diffuser</i> lengkung dan <i>Flat-Flange</i> pada sudut 0° hingga 84°	37
Gambar 4.10	Grafik Penurunan Koefisien Tekanan pada <i>Diffuser</i> Lengkung Tanpa <i>Flange</i> , Menggunakan <i>Flat-Flange</i> (60°), dan Menggunakan <i>Airfoil Flange</i> (72°)	38
Gambar 4.11	Grafik Penurunan Koefisien Tekanan pada <i>Diffuser</i> Lengkung Tanpa <i>Flange</i> , Menggunakan <i>Flat-Flange</i> (60°), dan Menggunakan <i>Airfoil Flange</i> (72°).	39

Gambar 4.12	Grafik Perbandingan Kecepatan Maksimum yang Terjadi pada <i>Diffuser Airfoil-Flange</i> dengan variasi kecepatan awal 2-7 m/s.	40
Gambar 4.13	Vorteks yang terjadi di belakang <i>Diffuser</i> tepat di belakang <i>Flange</i> (a) <i>Flat-Diffuser Flat-Flange</i> , (b) <i>Diffuser Lengkung Flat-Flange</i> , (c) <i>Diffuser Lengkung Flange Berbasis Airfoil</i>	42
Gambar 4.14	Profil Kecepatan Angin pada <i>Diffuser Lengkung</i> dengan <i>Flat Flange</i> (60°)	43
Gambar 4.14	Profil Kecepatan Angin pada <i>Diffuser Lengkung</i> dengan <i>Airfoil Flange</i> (60°).	43

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 LATAR BELAKANG

Isu global yang sedang menjadi sorotan adalah permasalahan tentang energi. Sumber energi yang selama ini menjadi konsumsi utama masyarakat khususnya di Indonesia adalah energi bahan bakar dari minyak bumi, batu bara, dan gas alam yang sewaktu-waktu akan habis jika dikonsumsi secara terus menerus. Diperkirakan dalam kurun tak lebih dari 20 tahun, persediaan migas di Indonesia akan habis. Maka dari itu, perlu adanya revolusi penyediaan sumber energi dari sumber terbarukan dalam memenuhi kebutuhan masyarakat. Maka dari itu, perlu adanya pengembangan energi alternatif yaitu pengembangan sumber energi terbarukan untuk penyediaan energi di waktu yang akan datang. Salah satu pengembangan energi terbarukan adalah melalui pemanfaatan energi angin. Pemanfaatan energi angin merupakan solusi yang baik karena energi angin dapat diperoleh secara bebas.

Indonesia merupakan negara tropis yang berada di sekitar garis khatulistiwa. Hal itu menyebabkan Indonesia mempunyai profil aliran angin yang sangat minimum dibandingkan daerah subtropis. Rata-rata kecepatan angin paling tinggi di Indonesia 3-5 m/s (Kementrian ESDM, 2012). Salah satu cara untuk memanfaatkan energi angin adalah dengan menggunakan *wind turbine*. Padahal, teknologi *wind turbine* didesain untuk digunakan di daerah subtropis yang memiliki kecepatan angin sampai 10 m/s. Meskipun mempunyai relatif kecil, Indonesia mempunyai potensi energi angin sebesar 9190 MW. Hingga saat ini, pengembangan terhadap potensial tersebut hanya 1,1 MW, sehingga ada sekitar 99% potensi angin yang belum dimanfaatkan sebagai sumber energi (International Trade Administration, 2010). Oleh karena itu, untuk memanfaatkan energi angin di Indonesia lebih efektif diperlukan usaha yang lebih efektif. Hingga saat ini, salah satu cara yang dapat dilakukan adalah dengan memanipulasi kecepatan angin sehingga memiliki kecepatan lokal yang lebih tinggi.

Salah satu konsep yang sedang berkembang adalah DAWT (*Diffuser-Augmented Wind turbine*), yang merupakan pengembangan dari konsep horizontal axis *wind turbine* yang dilengkapi dengan selubung pada rotornya. Konsep tentang DAWT sudah berkembang sejak tahun 1977. Pada saat itu, Foreman dkk, 1977, telah menjelaskan bahwa DAWT dapat menurunkan tekanan udara sampai 0,6 kali tekanan udara freestream. Hal tersebut memungkinkan penarikan udara sehingga udara mengalir lebih cepat pada turbin (Foreman dkk, 1977).

Perkembangan DAWT terus dilakukan untuk meningkatkan keluaran daya. Peningkatan daya di dalam teknologi DAWT disebabkan oleh meningkatnya kecepatan generator dan torsi keluaran sehingga daya dapat meningkat secara signifikan. Peningkatan kecepatan angin dalam *Diffuser* juga dapat meningkatkan daya listrik untuk turbin yang berukuran relatif kecil. (Chen dkk, 2012; Wang dkk, 2008; Toya, 2007).

Dari waktu ke waktu, pengembangan desain DAWT untuk meningkatkan performansi turbin angin terus dilakukan. Salah satu pengembangan desain DAWT yang telah dilakukan adalah dengan penambahan *flange* (Ohya dkk, 2008), dimana selubung yang berbentuk seperti kerucut terpancung dengan interior dalam rata, yang dilengkapi dengan sebuah *flat flange* pada bagian belakang selubung. Kinerja dari DAWT desain Ohya dengan penambahan *flat flange* ini bisa memberikan peningkatan kecepatan 1,6 hingga 2,4 kali kecepatan angin yang datang. Desain DAWT juga dapat dilakukan dengan memperpanjang *Diffuser*. Dengan membuat DAWT yang relatif panjang daya keluaran dapat ditingkatkan sekitar 4-5 kali (Ohya dkk, 2010). Ini dikarenakan wilayah bertekanan kecil membuat formasi vorteks yang lebih kuat sehingga perpindahan massa udara ke dalam *Diffuser* semakin kuat.

DAWT tidak hanya dibuat dengan desain permukaan datar, tetapi untuk peningkatan kecepatan angin tersebut juga dilakukan dengan desain permukaan lengkung (Nasution dkk, 2011). Dengan mengadopsi desain *Airfoil*, DAWT didesain menggunakan standar NACA 5807. Desain tersebut lebih baik dari pada desain DAWT dengan permukaan datar yang hanya dapat

meningkatkan kecepatan angin hanya sebesar 10% dari kecepatan udara freestream. Efek dari penambahan permukaan lengkung terhadap kecepatan angin di dalam *Diffuser* tersebut didapatkan hasil kecepatan angin yang bertambah hingga 1,65 kali lebih cepat dibandingkan dengan kecepatan angin lokal.

Hasil dari penelitian tersebut, memberikan ide dalam penelitian ini untuk menggabungkan permukaan lengkung dengan penambahan *flange* dengan variasi sudut serta mengamati bagaimana pengaruh sudut penempatan *flange* terhadap peningkatan performansi DAWT, sehingga diharapkan kecepatan angin dalam selubung *Diffuser* akan mengalami percepatan yang lebih tinggi dibandingkan kecepatan angin lokal. Menurut Ohya, 2008, Penambahan *flat flange* dapat membentuk turbulensi yang besar pada daerah keluaran *Diffuser* yang menyebabkan adanya gaya tarik udara pada area masukan *Diffuser* sehingga dapat mempercepat angin lokal pada posisi penempatan rotor blade, yang mengakibatkan peningkatan kecepatan udara dalam *Diffuser* jauh lebih tinggi. Sehingga, salah satu cara menghasilkan turbulensi yang besar dapat dilakukan dengan pemberian *flange* dengan variasi sudut dan bentuk optimum untuk menghasilkan kinerja *Diffuser* yang optimum. *Flange* dengan ukuran tertentu akan membentuk dua putaran vorteks yang berlawanan arah rotasi sehingga menyebabkan tarikan angin ke dalam *Diffuser* menjadi semakin besar (Kardous, 2013). Penelitian ini, menggunakan beberapa jenis desain *Diffuser* dengan *flange* berbentuk *flat* maupun *flange* berbasis *Airfoil* yang keduanya akan dilakukan variasi sudut. Pada akhir penelitian ini, akan membandingkan profil kecepatan angin pada DAWT dengan *flat-flange* maupun *flange* berbasis *Airfoil* sehingga diketahui desain DAWT yang lebih baik.

1.2 RUMUSAN MASALAH

Rumusan masalah dalam penelitian ini adalah :

1. Peningkatan kecepatan angin di dalam DAWT (*Diffuser Augmented Wind turbine*) secara maksimum apakah dapat ditingkatkan dengan penambahan *flat flange*.

2. Desain *flange* DAWT berbasis *Airfoil* maupun yang *flat* dengan variasi sudut apakah dapat memperoleh kecepatan angin maksimum.
3. Profil kecepatan angin dalam DAWT apakah memiliki perbedaan yang signifikan menurut beberapa desain yang telah dibuat yaitu dengan *flat flange* maupun *flange* berbasis *Airfoil*.

1.3 BATASAN MASALAH

Penelitian ini merupakan langkah untuk mengoptimalkan kinerja *wind turbine* sehingga dapat mengkonversi energi secara maksimum. Oleh karena itu, dalam penelitian ini memiliki tujuan sebagai berikut :

1. Simulasi terhadap geometri DAWT dengan penambahan *flat flange* menggunakan simulasi CFD dengan memberikan aliran udara *incompressible* dan *steady*.
2. Simulasi dilakukan dengan model sistem 2 dimensi.
3. Analisa yang akan dilakukan untuk membandingkan DAWT dengan *flat flange* maupun *flange* berbasis *Airfoil* berupa analisa kecepatan dan besar vorteks yang terjadi.

1.4 TUJUAN PENELITIAN

Penelitian ini memiliki tujuan :

1. Menentukan besar peningkatan kecepatan aliran udara di dalam DAWT (*Diffuser Augmented Wind turbine*) dengan penambahan *flat flange* maupun *flange* berbasis *Airfoil*.
2. Menentukan besar pengaruh dari perubahan sudut *flange* terhadap kecepatan yang terjadi di dalam DAWT.
3. Menentukan desain yang DAWT dengan *flange* yang terbaik sehingga dapat tercipta kecepatan angin di dalam *Diffuser* yang maksimum.

1.5 MANFAAT PENELITIAN

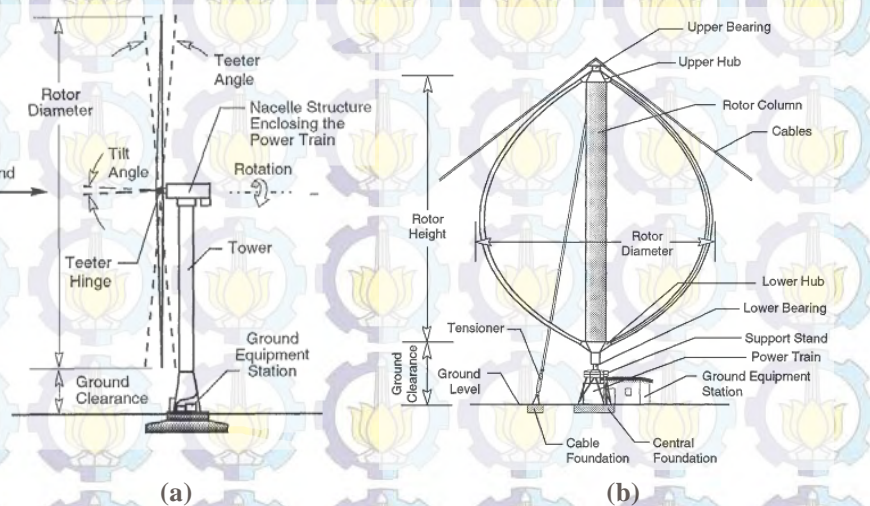
Penelitian ini diharapkan dapat memberikan desain DAWT yang terbaik, sehingga dapat memperoleh kenaikan kecepatan aliran udara tertinggi. Penelitian ini diharapkan dapat memberikan informasi dalam

penelitian selanjutnya. Diharapkan juga hasil dari penelitian ini dapat dijadikan sebagai rekomendasi dalam pengembangan teknologi dalam pengembangan turbin angin terutama pada daerah yang mempunyai kecepatan angin yang relatif kecil.

BAB 2 KAJIAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

2.1 *DIFFUSER AUGMENTED WIND TURBINE (DAWT)*

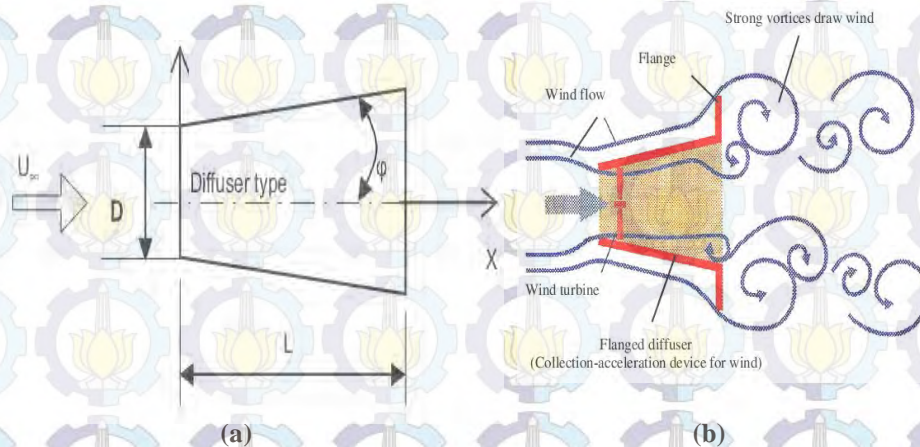
Turbin Angin (*Wind turbine*) merupakan salah satu alat konversi dari energi angin menjadi energi listrik. Secara umum turbin angin dibagi menjadi dua bentuk dasar yaitu *Vertical Axis Wind turbine (VAWT)* dan *Horizontal Axis Wind turbine (HAWT)*. VAWT merupakan turbin angin yang memiliki sumbu rotasi rotor secara vertikal sedangkan HAWT mempunyai sumbu rotasi rotor secara horizontal. HAWT merupakan turbin angin yang sering digunakan dalam konversi energi angin di negara dengan potensi kecepatan angin yang cukup besar. Hal ini dikarenakan Efisiensi dari HAWT cukup baik dibandingkan dengan VAWT.



Gambar 2.1 (a) HAWT, (b) VAWT (Spera, 2009)

DAWT merupakan pengembangan dari HAWT yang dilengkapi dengan selubung yang berfungsi untuk mempercepat aliran angin. Penggunaan selubung pada DAWT berbentuk kerucut terpancung dengan penampang keluaran yang lebih besar seperti pada Gambar 2.2 (a). DAWT dikembangkan untuk negara yang mempunyai kecepatan angin yang relatif rendah. Salah satu konsep DAWT yang berkembang adalah *flanged DAWT* dengan konfigurasi selubung seperti kerucut terpancung interior rata dan

Lange dengan bentuk datar pada bagian belakang (Ohya dkk, 2008). Gambar penampang *flange* pada DAWT seperti pada Gambar 2.2 (b).



Gambar 2.2 (a) Tipe *Diffuser* dalam DAWT, (b) DAWT dengan *Flange* (Ohya dkk, 2008)

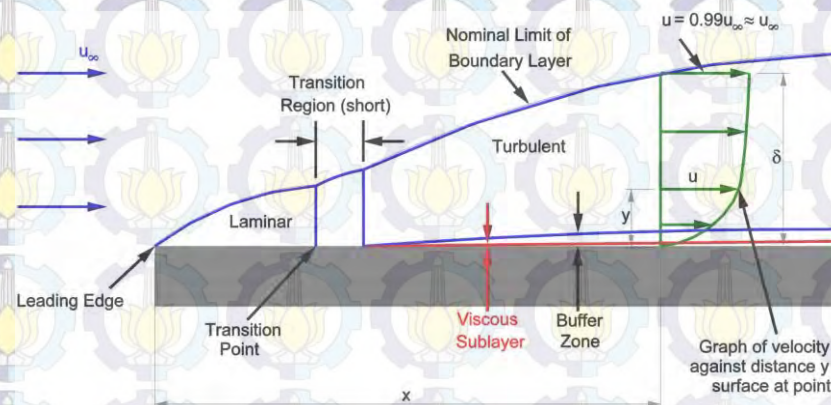
Fluida aliran bebas (*freestream*) yang mengalir melalui objek berongga mengalami salah satu dari tiga macam fenomena yang mungkin terjadi, yaitu menolak aliran, tidak ada efek tolakan, dan menghisap efek aliran (Ohya dkk, 2008) fenomena menghisap aliran terjadi bila tekanan udara di dalam objek berongga lebih rendah daripada tekanan udara pada *freestream*. Aliran udara akan mengalir ke titik di mana tekanan udara lebih rendah sehingga seakan-akan terhisap melalui bagian dalam objek. Dari bentuk-bentuk selubung, bentuk *Diffuser* mempunyai penampang inlet lebih kecil dibanding penampang outlet. Hal ini menyebabkan dalam bentuk *Diffuser* menghasilkan kenaikan kecepatan lokal yang relatif terhadap kecepatan *freestream* (Ohya dik, 2008). Turbulensi yang tinggi pada sebuah aliran di dalam *Diffuser* menunjukkan adanya bilangan *Reynolds* yang relatif tinggi. Hal ini bisa diartikan kecepatan aliran yang tinggi dan tekanan pada titik tersebut rendah. Fenomena tersebut dapat menjelaskan adanya efek menghisap aliran pada *Diffuser*.

Diffuser secara geometri dapat digambarkan dengan sebuah pipa silinder dengan diameter (D) tertentu dan panjang (L) tertentu dilebarkan sejauh sudut ekspansi (ϕ) seperti yang dijelaskan pada Gambar 2.2(a). Peningkatan kecepatan angin di dalam *diffuser* dapat dilakukan dengan

menurunkan tekanan udara statis di dalam *Diffuser*. Alternatifnya adalah dengan memperlakukan aliran fluida di dalam *Diffuser* seperti pada internal *flow*, bisa dilakukan dengan menyempitkan luas penampang. Sesuai dengan hukum kekekalan massa, variasi geometri dari *Diffuser* dapat meningkatkan kecepatan angin di dalam *Diffuser*.

2.2 TEORI BOUNDARY LAYER

Aliran angin disekitar *diffuser* menunjukkan adanya dua aliran sistem yaitu sistem aliran eksternal yang melalui permukaan luar dan aliran sistem internal yang melalui permukaan dalam (rongga *diffuser*). Aliran yang melalui sebuah permukaan menghasilkan *boundary* akibat adanya gesekan antara partikel udara yang dengan permukaan. Hal ini akibat adanya viskositas dari fluida, sehingga aliran terbagi menjadi 2 wilayah yaitu aliran di dalam *boundary layer* (*inner flow*) dan aliran diluar *boundary layer* (*outer flow*).



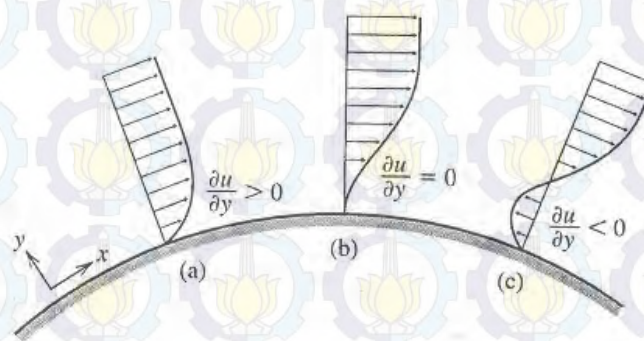
Gambar 2.3 Daerah Transisi Laminer-Turbulen (Purwanto, 2011)

Gambar 2.3 menunjukkan *boundary layer* akibat aliran yang melalui sebuah permukaan. Ketebalan dari *boundary layer* (δ) ini terus meningkat seiring dengan meningkatnya jarak dari titik awal pertemuan fluida dengan sebuah permukaan (*leading edge*) searah aliran fluida. Di dalam *boundary layer* tersebut kecepatan fluida berkisar antara 0 m/s di permukaan sampai mendekati kecepatan aliran bebas ($0,99U_{\infty}$) di titik *boundary layer*. Oleh karena adanya gradien kecepatan yang besar sehingga deformasi dan gaya

viskous yang besar tidak bisa diabaikan. Pada jarak tertentu dari leading edge, di mana bilangan *Reynolds* lokal kritis berdasarkan jarak dari leading edge (L), $Re_L \approx 3 \sim 5 \times 10^5$, akan terjadi transisi dari aliran laminar ke turbulen. Ketika $Re \geq 10^6$ maka aliran akan sepenuhnya menjadi aliran turbulen.

2.2.1 Separasi Aliran (*Flow Separation*)

Sebelumnya telah dijelaskan tentang boundary layer akibat adanya gesekan antara partikel udara yang dengan permukaan datar meskipun dalam permukaan yang halus. Separasi aliran terjadi ketika pada permukaan permukaan yang melengkung yang mengakibatkan arah kecepatan angin berbalik arah. Skematik kondisi ketika aliran mengenai permukaan lengkung terdapat pada Gambar 2.4. Kecepatan aliran pada daerah yang lebih dekat dengan permukaan akan mengalami gesekan sehingga mengalami pengurangan kecepatan aliran. Pada permukaan (a) kecepatan aliran masih lebih besar 0 ($\partial u / \partial y = 0$), kemudian pada permukaan (b) kecepatan aliran menjadi 0, hingga pada akhirnya permukaan (c) ditandai dengan kecepatan aliran yang minus (kurang dari 0) yang menandakan bahwa kecepatan berbalik arah. Separasi aliran terjadi ketika pada kondisi di mana kecepatan aliran menjadi 0 sebelum berbalik arah.



Gambar 2.4 Skematik Kondisi Terjadinya Separasi Aliran (Alexandrou, 2011)

Membentuk kondisi separasi pada aliran eksternal dapat mungkin terjadi dengan merujuk persamaan 2.1.

$$\mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \Big|_{y=0} = \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2.1)$$

Menurut persamaan bernoulli,

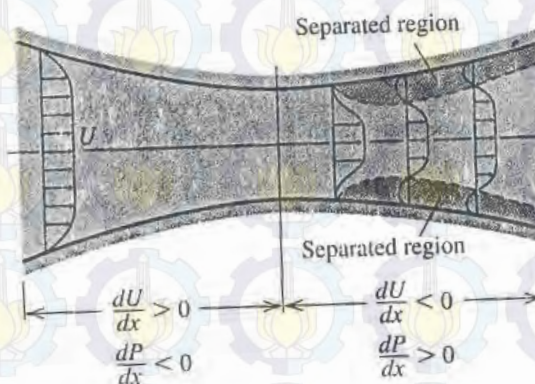
$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\rho U \frac{\partial U}{\partial x} \quad (2.2)$$

Dengan menggabungkan momentum dan persamaan bernoulli, kita dapatkan,

$$\mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \Big|_{y=0} = -\rho U \frac{\partial U}{\partial x} \quad (2.3)$$

Pada poin ini, kita dapat mengidentifikasi 2 tipe aliran eksternal yaitu percepatan aliran dan perlambatan aliran (Alexandrou, 2011). Ketika aliran dipercepat, menurut persamaan 2.3, kelengkungan kecepatan pada boundary layer adalah negatif. Sebaliknya ketika aliran melambat kelengkungan kecepatan pada permukaan boundary layer adalah positif, sementara itu di tepi dari boundary layer adalah negatif. Oleh karena itu, profil kecepatan dapat memberikan titik infleksi, sebagai konsekuensi separasi terjadi hanya pada perlambatan aliran.

Menurut persamaan bernoulli, Kecepatan meningkat ketika gradien tekanan kurang dari 0. Sebaliknya ketika tekanan meningkat maka aliran akan diperlambat.



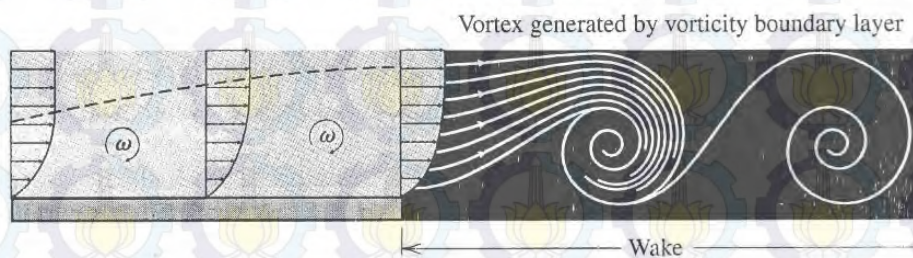
Gambar 2.5 Aliran Pada sebuah *converging-diverging nozzle* (Alexandrou, 2011)

Gambar 2.5 menunjukkan sebuah *converging-diverging nozzle*.

Pada gambar tersebut menunjukkan aliran yang dipercepat pada area *converging (favorable area)* karena akibat luasan yang mengecil sesuai dengan persamaan bernoulli. Kemudian pada area *diverging* terjadi perlambatan, yaitu pada area tepi batas akibat adanya gesekan sehingga terjadi separasi. Separasi aliran hanya terjadi pada area *diverging*.

2.2.2 Wake Dynamics

Akibat adanya *boundary layer* yang merupakan interaksi antara aliran fluida dan permukaan yang padat maka terjadi *vorticity* (partikel fluida dalam *boundary layer* cenderung untuk berotasi). Pada aliran yang melalui sudut tajam atau ketika tidak bisa mengikuti bentuk permukaan padat dengan lancar maka akan timbul *vorticity* pada aliran. Pada Gambar 2.6, bila *vorticity* pada *boundary layer* terlepas dari permukaan ke aliran bebas akan menimbulkan *vortex* yang semakin membesar di daerah *downstream* dari permukaan yang dilalui. Bila *vortex* mencapai ukuran yang kritis dan terlepas dari permukaan ke aliran bebas, maka akan menimbulkan *wake*. Hal ini dinamakan *von Karman Vortex street*.



Gambar 2.6. Pembentukan Wake (Alexandrou,2001)

Secara matematis, besar rata-rata *vorticity* ω yang dibangkitkan di dalam *boundary layer* adalah :

$$\omega_a = \frac{1}{\delta} \int_0^{\delta} \frac{\partial u}{\partial y} \omega dy = \frac{1}{\delta} \int_0^{\delta} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) dy \quad (2.1)$$

Karena $\frac{\partial v}{\partial x}$ suku dalam *boundary layer* adalah kecil, maka persamaan 2.1, dapat direpresentasikan dalam bentuk :

$$\omega_a \approx -\frac{1}{\delta} \int_0^{\delta} \frac{\partial u}{\partial y} dy = -\frac{U}{\delta} \quad (2.2)$$

Rotasi dari Fluida juga bisa diekspresikan dengan menggunakan konsep sirkulasi menurut definisi :

$$\frac{d\Gamma}{dt} = \int_0^{\delta} u \omega dy - \int_0^{\delta} u \frac{\partial u}{\partial y} dy = \int_0^{\delta} u du = -\frac{U^2}{2} \quad (2.3)$$

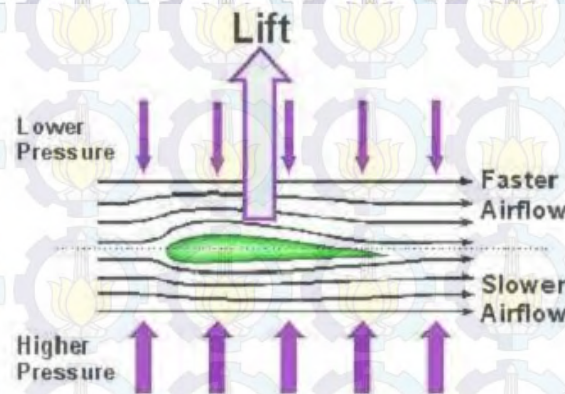
Dari konsep persamaan 2.3, semakin besar *vorticity* maka kecepatan aliran menjadi lebih besar. Dalam konsep bernoulli, tekanan statis akan mempunyai perbandingan terbalik dengan kecepatan aliran.

2.3 AIRFOIL

Airfoil merupakan satu bentuk geometri yang dibuat untuk menghasilkan daya angkat (*lift*). Jika *Airfoil* ditempatkan pada suatu aliran fluida maka akan terjadi perbedaan tekanan yang menyebabkan *Airfoil* mempunyai daya angkat (Gambar 2.7) seperti yang telah dijelaskan pada persamaan Bernoulli. Bentuk *Airfoil* pertama kali dipatenkan dan dikembangkan oleh F. Phillips ditahun 1884. Namun pada tahun 1930, *National Advisory Commite for Aeronautics* (NACA) memulai melakukan eksperimen dengan menggunakan seri *Airfoil* yang merupakan bentuk dari *Airfoil*. Sejak saat itu bentuk *Airfoil* dikenal dengan seri NACA dengan menunjukkan bentuk pada geometri *Airfoil* (Gambar 2.8).

Berdasarkan Persamaan Bernoulli diturunkan dari persamaan konservasi energi pada aliran *isothermal*, *steady*, dan *inviscid*. Persamaan tersebut dijabarkan dalam persamaan 2.4. Besaran P mewakili tekanan statis, sedangkan g, h, dan P_t adalah percepatan gravitasi, ketinggian relatif titik ukur dan tekanan udara total. Persamaan 2.4 menunjukkan tekanan udara total pada satu titik pengukuran merupakan resultan tekanan dari tiap suku dalam

persamaan itu. Suku pertama mewakili tekanan statis, suku kedua merupakan tekanan hidrostatik, suku ketiga mewakili tekanan dinamis.



Gambar 2.7 Aliran Fluida pada *Airfoil* (Lubis, 2012)

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho g h_1 + \frac{1}{2} \rho U_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho g h_2 + \frac{1}{2} \rho U_2^2 = P_t = \text{konstan} \quad (2.4)$$

Berdasarkan perumusan tersebut di mana tekanan berbanding terbalik terhadap kecepatan fluida. Ketika tekanan rendah maka kecepatan aliran fluida akan menjadi cepat, sebaliknya jika kecepatan rendah maka tekanannya akan tinggi.

2.3.1 Hukum Konservasi Massa Dalam Sistem Tertutup

Salah satu metode untuk melakukan analisa terhadap sistem aliran fluida adalah dengan hukum konservasi massa. Hukum konservasi massa mengacu pada kerangka berfikir bahwa tidak ada perubahan massa pada aliran satu lingkup tertentu yang diamati. Ketika aliran fluida melalui selubung *Diffuser*, bisa diterapkan batasan sistem tertutup mulai dari inlet sepanjang selubung *Diffuser* sampai outlet. Sehingga perubahan laju aliran massa $\Delta \dot{m}$ yang terjadi diantara dua titik di dalam 2 *Diffuser* bisa diwakili oleh persamaan (2.5), di mana \dot{m}_{inlet} , \dot{m}_{outlet} adalah laju aliran massa pada masukan (inlet) dan keluaran (outlet) pada sebuah sistem tertutup.

$$\Delta \dot{m} = \dot{m}_{outlet} - \dot{m}_{inlet} \quad (2.5)$$

Karena perubahan massa ($\Delta \dot{m}$) = 0 maka persamaan 2.5 bisa dikembangkan menjadi persamaan 2.6.

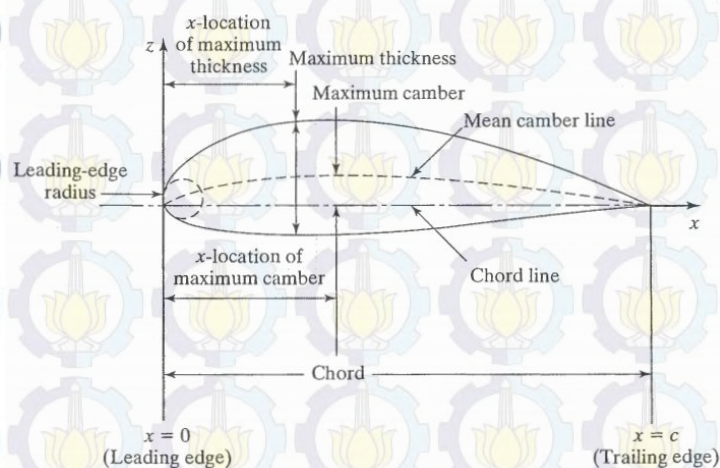
$$\frac{d}{dt} \rho A_{inlet} L_{inlet} = \frac{d}{dt} \rho A_{outlet} L_{outlet} \quad (2.6)$$

di mana ρ adalah massa jenis aliran di A, A adalah luas penampang aliran dan L adalah panjang lintasan aliran. Dengan mengasumsikan bahwa aliran adalah *incompressible* (ρ konstan) dan kecepatan aliran $U = \frac{d}{dt} L$, maka persamaan 2.2 dapat disederhanakan menjadi persamaan 2.7.

$$U_{inlet} A_{inlet} = U_{outlet} A_{outlet} \quad (2.7)$$

2.3.2 Geometri *Airfoil* seri NACA 4 Digit

Airfoil mempunyai seri NACA yang menetapkan parameterisasi geometri *Airfoil* dengan menggunakan beberapa sistem klasifikasi, yaitu NACA seri 4 digit, NACA seri 5 digit, NACA Seri 6, NACA seri 7, NACA seri 8, dan NACA seri 1 (seri 16).



Gambar 2.8 Bagian-bagian dari Geometri *Airfoil* (Bertin, 2009)

NACA seri 4 merupakan seri dengan 4 digit. Setiap digit menyatakan geometri dari *Airfoil*. Digit pertama menyatakan persentase maksimum *chamber* terhadap *chord* (m). Digit kedua menyatakan

persepuluh posisi maksimum chamber terhadap *chord* (p), sedangkan 2 digit terakhir menyatakan persentase ketebalan *Airfoil* terhadap *chord* (t). Sebagai contoh *Airfoil* 2412 memiliki maksimum chamber 0,02c terletak pada 0,4c dari leading edge dan memiliki ketebalan maksimum 12% c (c = *chord*).

Geometri NACA seri 4 digit didasarkan pada dua pasang persamaan geometris yang menyatakan koordinat pada permukaan atas dan bawah dari *Airfoil* (Logsdon, 2006). Persamaan ini akan menentukan koordinat dari permukaan *Airfoil* untuk diberikan sebagai persentase dari chord. Koordinat permukaan atas dapat ditemukan dengan persamaan berikut:

$$\begin{aligned} x_u &= x - y_t \cdot \sin \theta \\ y_u &= y_c + y_t \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (2.8)$$

Sedangkan koordinat permukaan bawah dapat dinyatakan dengan persamaan:

$$\begin{aligned} x_l &= x + y_t \cdot \sin \theta \\ y_l &= y_c - y_t \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (2.9)$$

di mana x adalah posisi di sepanjang chord, y_t adalah distribusi ketebalan dan θ adalah sudut antara titik sebelumnya dan titik saat ini. Distribusi ketebalan untuk bagian sayap empat digit didefinisikan *off* geometri bagian-bagian sayap saat ini dan didefinisikan oleh persamaan:

$$y_t = \frac{t}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4) \quad (2.10)$$

Sedangkan jari-jari pada *leading edge* dapat dinyatakan dengan persamaan:

$$r_t = 1.1019t^2 \quad (2.11)$$

Posisi pusat lingkaran pada *leading edge* pada posisi 0.05 dari panjang *chord* pada *Mean line Airfoil*.

2.3.3 Optimasi *Airfoil*

Ketika aliran angin mengenai *Airfoil* pada sudut α akan menghasilkan 3 macam gaya, yaitu daya angkat (L), *drag* (D), dan momen

(M) seperti pada Gambar 2.9. Daya angkat, *drag*, dan momen dapat didenifisikan melalui persamaan :

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c \quad (2.12)$$

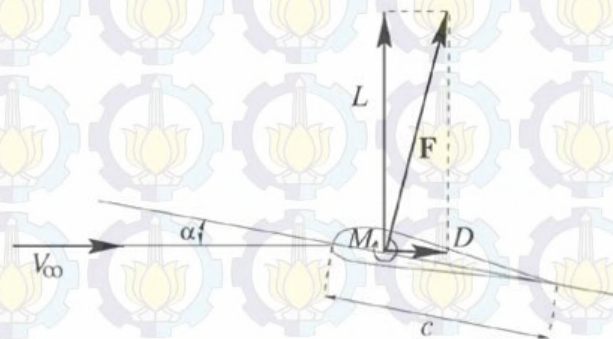
$$D = C_d \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c \quad (2.13)$$

$$M = C_m \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c^2 \quad (2.14)$$

Kecepatan fluida di atas objek *Airfoil* bergantung pada geometri dari objek *Airfoil*. Jadi, untuk mendapatkan kecepatan yang besar di sekitar *Airfoil* dapat diperoleh dengan optimasi pada geometri *Airfoil*. Untuk melakukan optimasi pada *Airfoil* dilakukan dengan berdasarkan pada daya angkat yang besar dan *drag* yang minimum (Nasution, 2011). Secara simpel dapat ditulis dalam persamaan :

$$Airfoil_{optimasi} = \max \left(\frac{L}{D} \right) = \max \left(\frac{C_L}{C_d} \right) \quad (2.15)$$

Parameter lain yang berpengaruh terhadap optimasi adalah sudut serang (α) fluida terhadap *Airfoil* dan ketebalan *Airfoil*.



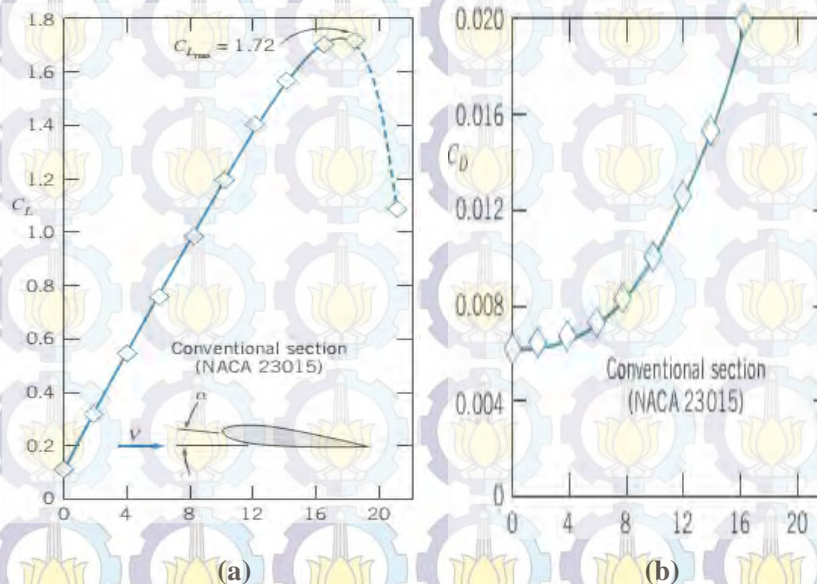
Gambar 2.9 komponen *Lift* (L), *Drag* (D), dan *moment* (M) pada *Airfoil* (Nasution, 2011)

2.3.4 Daya Angkat *Airfoil* (*Lift*)

Daya angkat (*lift*) terjadi ketika aliran angin mengenai objek (*Airfoil*). Dalam penentuan daya angkat, besaran yang mempunyai pengaruh penting adalah koefisien lift. Koefisien lift menjadi parameter penting dalam mendesain *Airfoil*. Koefisien lift pada setiap *Airfoil* akan berubah seiring dengan perubahan sudut serang (*angle of attack*, α). Hubungan antara koefisien lift dengan sudut serang ditunjukkan pada Gambar 2.10 (a). Pada

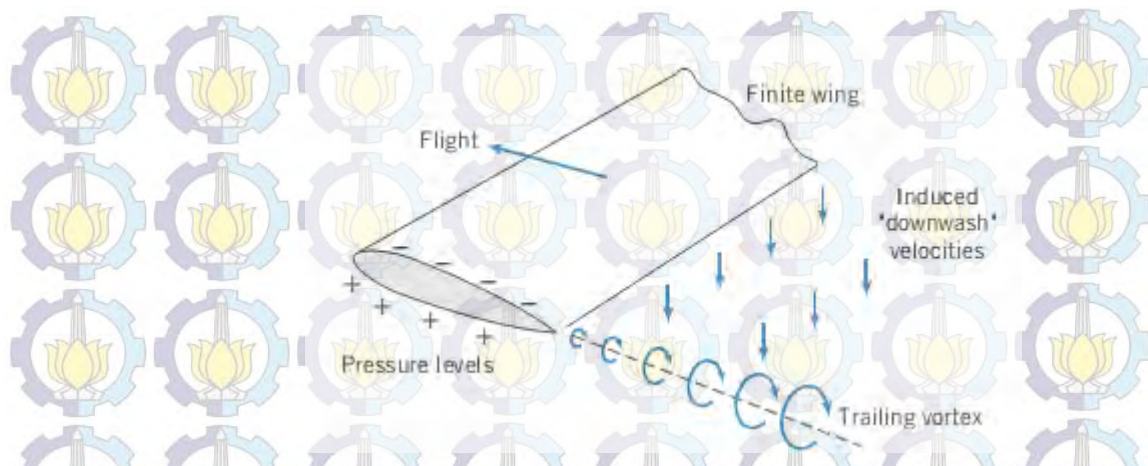
saat sudut serang diubah menjadi lebih tinggi maka koefisien *drag* *Airfoil* menjadi meningkat seperti pada Gambar 2.10 (b). koefisien lift dengan koefisien *drag* relatif meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang. Maka dari itu parameter tersebut perlu dioptimalkan seperti yang telah dijelaskan pada subbab 2.3.3.

Pada *Airfoil* ketika dialiri angin, pada bagian ujung *Airfoil* akan terjadi sirkulasi yang membentuk vorteks (*trailing vortices*). Vorteks terjadi ketika sebuah benda mempunyai daya angkat. Sebenarnya vorteks mengurangi daya angkat *Airfoil* karena bekurangnya beda tekanan pada *Airfoil*. Dalam reduksi tersebut akan menambah *drag* dalam *Airfoil*.

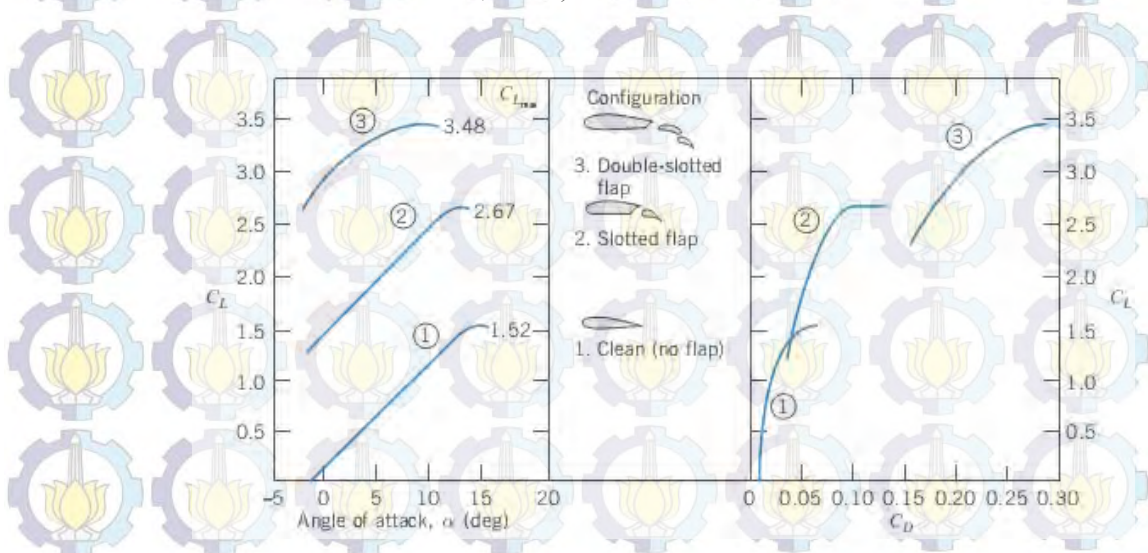


Gambar 2.10 (a) grafik antara koefisien lift dengan sudut serang (b) grafik antara koefisien *drag* dengan sudut serang (Fox & Mcdonald, 1978)

Penambahan sirip (*flap*) pada *Airfoil* dapat meningkatkan koefisien lift (Gambar 2.12). Penambahan sirip telah diaplikasikan pada pesawat terbang guna mengontrol lift saat akan terbang maupun mendarat. Penambahan sirip nantinya akan diaplikasikan dalam *Diffuser* untuk meningkat beda tekanan pada selubung *Diffuser* guna mendapatkan kecepatan angin dalam *Diffuser* yang meningkat secara signifikan.



Gambar 2.11 Representasi *trailing vortices* pada ujung *Airfoil* (Fox & Mcdonald, 1978)



Gambar 2.12 Efek dari penambahan sirip pada *Airfoil* NACA 23012 (Fox & Mcdonald, 1978)

2.4 PERSAMAAN DAN MODEL *TURBULENCE*

Medan aliran secara umum ditunjukkan oleh kontinuitas dan incompressible *Reynold-averaged Navier-Stokes* sebagai berikut :

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.16)$$

$$U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \nu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \bar{u}_i \bar{u}_j \right\} + F_i \quad (2.17)$$

Diana $\bar{()}$ menunjukkan nilai *Reynolds-averaged*. Pada persamaan 2.17, ρ , P , U_i , u_i , dan ν menunjukkan kerapatan, tekanan, rata-rata kecepatan, fluktuasi

turbulen dan viskositas kinematis. F_i merupakan istilah dari *Body-force* yang dikenakan sebagai representasi dari beban (Abe dkk, 2004).

Energi turbulen (k) ditentukan dari formulasi umum dari persamaan

Transport :

$$U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \varepsilon \right\} \quad (2.18)$$

Dimana ε adalah kecepatan disipasi dari k . Dengan parameter ψ yang sebanding dengan nilai $\sqrt{\omega}$ dan nilai tersebut alah menjadi lebih kecil dari ω . ω adalah kecepatan disipasi spesifik dari energi turbulen ($\omega \propto \varepsilon/k$). Parameter ψ dapat ditunjukkan pada formulasi persamaan 2.19.

$$\psi = \frac{1}{\beta^*} \sqrt{\frac{\varepsilon}{k}} \quad (2.19)$$

Pada persamaan 2.12 menunjukkan cara ekstraksi ε dari ψ , yang diperlukan dalam persamaan *transport* 2.18. Sebuah konstitusi dasar pada persamaan *transport* untuk ψ dapat diturunkan dari persamaan *transport* untuk k dan ε , diikuti oleh beberapa modifikasi yang efektif untuk meningkatkan kinerja Model (Abe, 2004). Dalam studi ini, bentuk akhir dari persamaan ψ dimodelkan sebagai :

$$U_j \frac{\partial \psi}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\psi} \right) \frac{\partial \psi}{\partial x_j} \right\} + \alpha \mathcal{S}^2 \psi - B \psi^3 + E_\psi \quad (2.20)$$

di mana :

$$R_{t\psi} = \frac{k}{\nu \psi^2}, \quad \tau = \frac{\nu_t}{k}$$

$$\nu_t = C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad \sigma_k = \frac{1.2}{f_t}, \quad \sigma_\psi = \frac{0.75}{f_t}$$

$$f_\mu = \left[1 + \frac{35}{R_t^{3/4}} \exp \left\{ - \left(\frac{R_t}{30} \right)^{3/4} \right\} \right] \{ 1 - f_w(26) \}, \quad f_t = 1 + 5.0 f_w(5)$$

$$f_w(\xi) = \exp \left\{ - \left(\frac{n^*}{\xi} \right)^2 \right\}$$

$$C_\mu = 0.12, \quad \alpha = 0.29, \quad \beta = 0.415, \quad C_{\psi 1} = 1.2, \quad C_{\psi 2} = 2.5 \quad (2.21)$$

Pada persamaan 2.21, $n^* (= (v\varepsilon)^{1/4}n/\nu)$ adalah jarak non-dimensi dinding dengan skala kecepatan Kolmogorov dan ξ adalah konstanta yang ditentukan. Perhatikan bahwa n ditentukan sebagai jarak terdekat dari seluruh permukaan dinding (Abe dkk, 2004).

2.5 COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD)

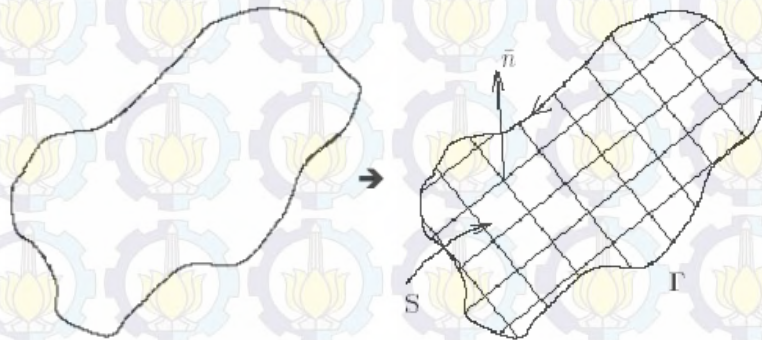
Computational Fluid Dynamic (CFD) merupakan salah satu bidang di dalam dinamika fluida untuk melakukan simulasi atau studi fenomena-fenomena aliran fluida secara komputasional atau menggunakan komputer. Persamaan-persamaan model dalam dinamika fluida didekati solusi secara numerik sehingga bisa diselesaikan dengan menggunakan komputer.

Perhitungan melalui CFD merupakan penggantian persamaan-persamaan parsial dari kontinuitas, momentum, dan energi dengan persamaan-persamaan aljabar. CFD merupakan pendekatan dari persoalan yang asalnya kontinu menjadi model yang diskrit. Metode yang digunakan adalah metode beda hingga (*finite difference method*), metode elemen hingga (*finite elements method*), metode volume hingga (*finite volume method*), dan metode diskritisasi yang lain (Tuakia, 2008)

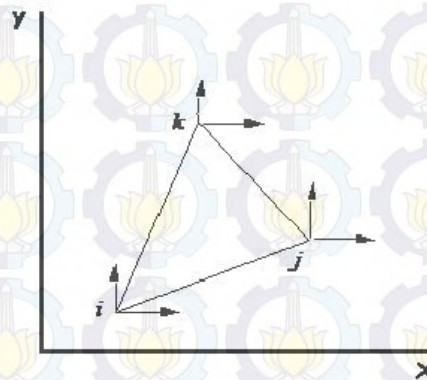
Secara umum, proses simulasi dengan menggunakan CFD dilakukan melalui beberapa tahapan, yaitu *preprocessing*, *solving*, dan *postprocessing*. *Preprocessing* merupakan langkah awal dalam membangun dan menganalisa sebuah model CFD. Teknisnya adalah membuat model CFD dalam paket CAD (*Computer Aided Design*), membuat *mesh* yang sesuai, kemudian menerapkan kondisi batas dan sifat-sifat fluidanya. *Solving* adalah proses menghitung kondisi-kondisi yang diterapkan pada saat *preprocessing*. *Postprocessing* adalah langkah terakhir dalam menganalisa CFD. Hal yang dilakukan pada langkah ini adalah mengorganisasi dan menginterpretasi data hasil simulasi CFD yang bisa berupa gambar, kurva dan animasi (Tuakia 2008).

2.5.1 Metode Elemen Hingga (*Finite Elements Method*)

Metode elemen hingga adalah teknik di mana domain yang diberikan direpresentasikan sebagai sebuah koleksi dari domain-domain sederhana, yang disebut elemen hingga, sehingga memungkinkan secara sistematis membuat fungsi aproksimasi yang diperlukan dalam sebuah aproksimasi variasi atau pembobotan sisa dari solusi sebuah masalah melalui setiap elemen. Oleh karena itu, metode elemen hingga berbeda dari *Rayleigh-Ritz*, *Galerkin*, kuadrat terkecil, kolokasi, dan metode pembobotan sisa lainnya yang tradisional dalam cara membuat fungsi aproksimasi. Tetapi perbedaan ini mempengaruhi tiga hal dasar dari metode elemen hingga berikut:



Gambar 2.12 Diskritisasi Objek



Gambar 2.13 Elemen Segitiga (Rainaldo, 2007)

Fungsi aproksimasi geometri dari elemen yang mewakili domain dari sebuah masalah harus bisa diturunkan secara unik. Fungsi aproksimasi bergantung tidak hanya pada geometri tetapi juga pada nomor dan lokasi titik,

yang disebut *node*, dalam elemen dan jumlah untuk diinterpolasi. Begitu fungsi aproksimasi diturunkan, prosedur untuk mendapatkan hubungan aljabar antara koefisien yang tidak diketahui, yang memberikan harga solusi pada *node* elemen hingga, benar-benar sama dengan yang digunakan pada *Rayleigh-Ritz* dan metode pembobotan sisa (Rainaldo, 2007).

Untuk elemen segitiga (Gambar 2.13), dipilih sebuah fungsi interpolasi linier sederhana sebagai berikut.

$$u^e(x, y) = c_1 + c_2x + c_3y \quad (2.22)$$

di mana, $u(x, y)$ menunjukkan potensial di koordinat (x, y) di elemen. Jadi untuk menghitung potensial di setiap titik pada sebuah elemen segitiga adalah:

$$\begin{aligned} u_1 &\equiv u(x_1, y_1) = c_1 + c_2x + c_3y \\ u_2 &\equiv u(x_2, y_2) = c_1 + c_2x + c_3y \\ u_3 &\equiv u(x_3, y_3) = c_1 + c_2x + c_3y \end{aligned} \quad (2.23)$$

Bentuk di atas juga bisa ditulis dalam bentuk matriks sebagai berikut :

$$\begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_1 & y_1 \\ 1 & x_2 & y_2 \\ 1 & x_3 & y_3 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \end{Bmatrix} \quad (2.24)$$

Dengan menginvers matriks koefisien pada **persamaan (2.5)**, didapatkan :

$$[A]^{-1} = \frac{1}{2A_e} \begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_2 & \alpha_3 \\ \beta_1 & \beta_2 & \beta_3 \\ \gamma_1 & \gamma_2 & \gamma_3 \end{bmatrix}, \quad 2A_e = \alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 \quad (2.25)$$

dan solusi c_i dalam u_i ,

$$\{c\} = [A]^{-1} \{u\} \quad (2.26)$$

Didapatkan :

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{1}{2A_e} (\alpha_1 u_1 + \alpha_2 u_2 + \alpha_3 u_3) \\ c_2 &= \frac{1}{2A_e} (\beta_1 u_1 + \beta_2 u_2 + \beta_3 u_3) \\ c_3 &= \frac{1}{2A_e} (\gamma_1 u_1 + \gamma_2 u_2 + \gamma_3 u_3) \end{aligned} \quad (2.27)$$

di mana A_e adalah luas segitiga dan α_i , β_i , dan γ_i adalah konstanta geometrik.

Dengan mengganti c_i dari persamaan (2.27) ke persamaan (2.23), didapatkan:

$$u^e(x, y) = \frac{1}{2A_e} \{ (\alpha_1 u_1 + \alpha_2 u_2 + \alpha_3 u_3) + (\beta_1 u_1 + \beta_2 u_2 + \beta_3 u_3)x + (\gamma_1 u_1 + \gamma_2 u_2 + \gamma_3 u_3)y \} \quad (2.29)$$

$$u^e(x, y) = \sum_{i=1}^3 u_i^e \psi_i^e(x, y)$$

di mana ψ^e adalah fungsi interpolasi linier elemen segitiga

2.5.2 Model *K-epsilon*

K-Epsilon merupakan salah satu jenis permodelan turbulensi yang sering digunakan. Model ini tidak akan menunjukkan kinerja yang baik apabila nilai gradasi yang digunakan tekanan terlalu besar. Model ini menambahkan dua buah persamaan transport untuk memodelkan suatu turbulensi, variabel pertama adalah energi kinetik turbulen (k) dan variabel kedua adalah disipasi turbulensi (ϵ). Nilai k menunjukkan jumlah energi dalam turbulensi sedangkan nilai ϵ menunjukkan ukuran dari turbulensi. Terdapat setidaknya tiga buah jenis model *K-Epsilon* yang berbeda, yaitu Model Standard *K-Epsilon*, Realisable *K-Epsilon*, dan RNG *K-Epsilon*. Seperti telah dijelaskan sebelumnya bahwa model *K-Epsilon* menambahkan dua buah persamaan transport yaitu berdasarkan variabel k dan ϵ . di mana, energi kinetik turbulen (k) dijelaskan pada persamaan (2.30) dan disipasi turbulensi (ϵ) dijelaskan pada persamaan (2.31) (Wilcox, 2006).

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.30)$$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial t} + U_j \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_T}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \quad (2.31)$$

di mana,

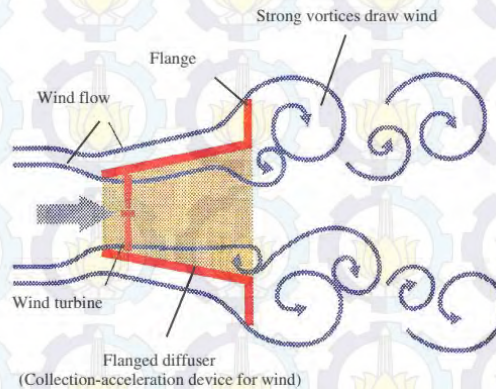
$$\nu_T = C_\mu k^2 / \epsilon \quad (2.32)$$

$$C_{\epsilon 1} = 1.44, C_{\epsilon 2} = 1.92, C_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3 \quad (2.33)$$

BAB 3 METODE PENELITIAN

3.1. DESAIN *FLANGE DIFFUSER*

Penambahan *Flange* diharapkan dapat meningkatkan kecepatan angin dalam *Diffuser*. *Flat-flange* merupakan salah satu desain yang akan digunakan dalam penelitian ini. *Flat-flange* merupakan bagian dari DAWT yang dipasang di bagian belakang *Diffuser*, berbentuk datar dan tegak lurus terhadap arah angin untuk meningkatkan besar turbulensi di belakang DAWT sehingga kecepatan angin pada area *Diffuser* dapat meningkat secara signifikan.

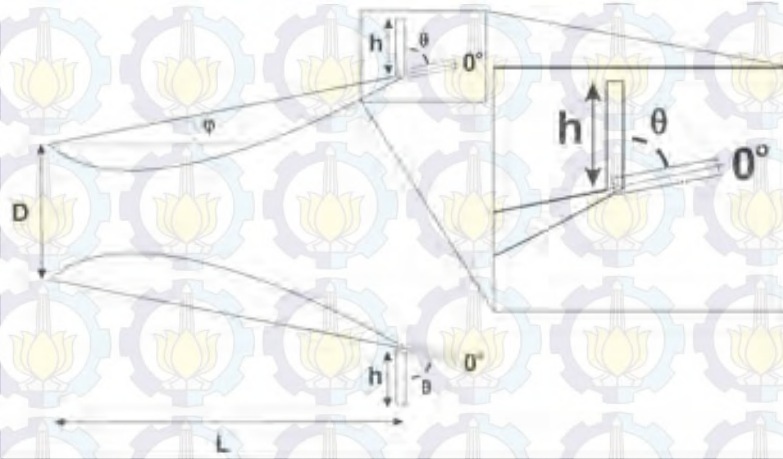


Gambar 3.1 DAWT dengan penambahan *Flange* (Ohya, 2008)

Dalam penelitian ini, bentuk geometri DAWT akan disesuaikan dengan penelitian sebelumnya (Ohya dik, 2008). Seperti pada Gambar 3.2, Pada penelitian sebelumnya bentuk geometri DAWT, antara panjang (L) dan diameternya (D) memiliki perbandingan $L/D = 1,5$. Kemudian *flange* yang telah dianalisa oleh Ohya (2008) akan digunakan sebagai penambahan *flange* pada DAWT dengan *curvature* lengkung yang telah dikembangkan oleh Purwanto (2011). Menurut Ohya (2008), kriteria *flat-flange* yang paling efektif ketika tinggi *flange* (h) berbanding dengan diameter *Diffuser* (D) yaitu $h/D = 0,25$ (Gambar 3.2).

Sudut (ϕ) merupakan kemiringan bentuk *Diffuser* berbasis *Airfoil*. Besar sudut tersebut diberikan sesuai dengan penelitian sebelumnya

(Purwanto, 2011) yang menyatakan bahwa kemiringan DAWT berbasis *Airfoil* 5807 yang paling efektif adalah 6° . Variasi sudut (θ) merupakan variasi sudut *flange* yang nantinya akan diberikan variasi nilai. Variasi nilai dilakukan dengan memperhatikan posisi sudut (ϕ) *Diffuser*. Jadi besar kemiringan Sudut (ϕ) merupakan sudut 0° pada posisi sudut (θ). Sehingga, boleh dikatakan bahwa posisi sudut maksimum yang dapat diberikan pada besar sudut *flange* adalah $90^\circ - \text{besar sudut } (\phi)$ (Gambar 3.2).



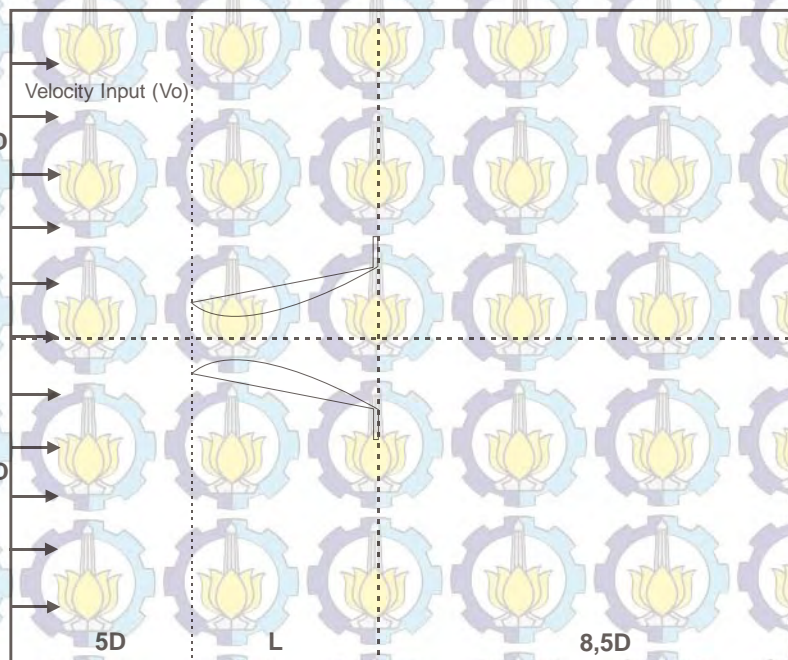
Gambar 3.2 Bentuk Geometri DAWT dengan *Flange* Sebelum Dilakukan Simulasi

3.2. SIMULASI COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD)

Computational Fluid Dynamics (CFD) merupakan software mengenai simulasi aliran fluida. Software CFD dalam penelitian ini, dipergunakan mensimulasikan aliran fluida untuk mengetahui profil kecepatan angin dari desain DAWT berbasis *Airfoil* yang telah dibuat. Setelah beberapa geometri telah dibuat, maka dilakukan pembuatan ruang dalam CFD untuk melakukan simulasi. Ukuran ruang simulasi pada CFD diberikan seperti pada Gambar 3.3.

Dari hasil simulasi tersebut, untuk mendapatkan profil kecepatan Angin sepanjang DAWT untuk mengetahui daerah maksimum kecepatan angin, profil kecepatan angin direpresentasikan dalam sebuah grafik antara perbandingan kecepatan angin dalam DAWT (U) dibagi kecepatan angin *freestream* (U_0) dengan posisi pengukuran sepanjang DAWT pada *horizontal*

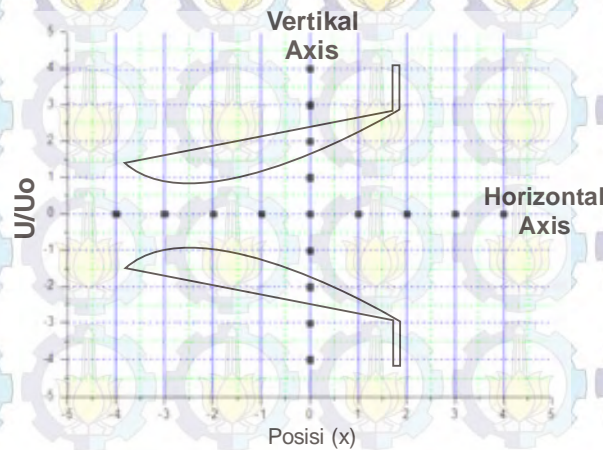
axis (x) seperti pada Gambar 3.4. Simulasi dilakukan dengan menerapkan beberapa besar kecepatan angin (V_0) rendah antara 4 m/s. Hal ini berdasarkan rata-rata kecepatan angin rendah khususnya di daerah Indonesia. Setelah dilakukan simulasi dengan kecepatan awal 4 m/s, dilakukan variasi kecepatan awal pada desain geometri diffuser yang menghasilkan peningkatan kecepatan kecepatan angin yang maksimum. Hal tersebut dilakukan untuk mengetahui peningkatan kecepatan angin jika variasi kecepatan awal dilakukan sesuai dengan kondisi masing-masing daerah di Indonesia yaitu 2-7 m/s.



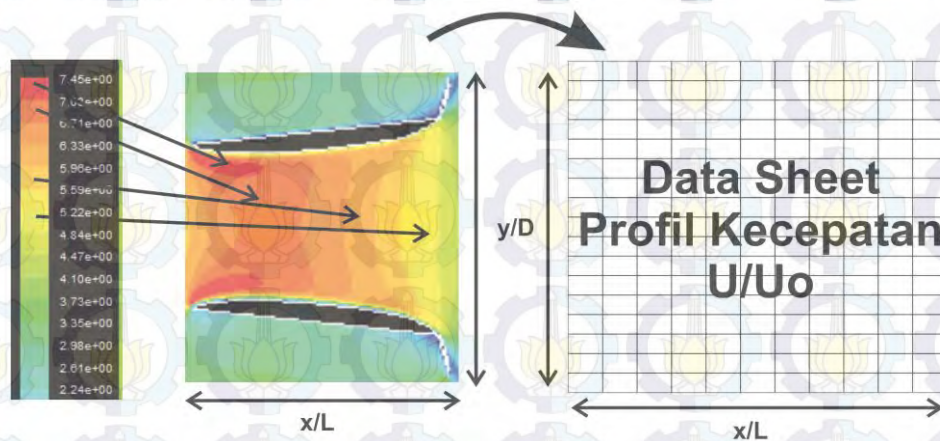
Gambar 3.3 Bentuk dan Ukuran Ruang Simulasi CFD

Untuk membantu menentukan besar peningkatan angin pada posisi vertikal axis pada *Diffuser* (peningkatan pada area *Diffuser* setiap posisi x/L , Gambar 3.4) dibuat sebuah program merepresentasikan hasil gambar yang diperoleh dari simulasi. Hasil simulasi merupakan gambar 2 dimensi dengan warna yang menyatakan besar peningkatan kecepatan angin. Maka dari itu dibuatlah program yang dapat merepresentasikan gambar menjadi data keseluruhan profil peningkatan angin ke dalam bentuk angka seperti yang

ditunjukkan Gambar 3.5. Sehingga dapat mempermudah analisa terhadap *Diffuser*, terlebih dalam rekomendasi penentuan peletakan posisi turbin pada *Diffuser*. Penempatan posisi turbin menjadi hal yang penting dalam peningkatan efisiensi DAWT melalui peningkatan kecepatan berputar maupun torsi yang dihasilkan turbin akibat adanya percepatan angin.



Gambar 3.4 Grafik Profil Kecepatan Angin dalam DAWT



Gambar 3.5. Skema Pembuatan Program Representasi Gambar Hasil Simulasi

3.3. SIMULASI TAHAP AWAL (VALIDASI)

Simulasi tahap awal merupakan uji coba kembali parameter-parameter bentuk geometri pada penelitian sebelumnya. Hal ini dilakukan untuk mengetahui perbandingan hasil simulasi dari penelitian sebelumnya

dengan simulasi yang kita lakukan jika diberikan dengan kondisi batas yang sama. Simulasi tahap awal ini, menggunakan parameter-parameter geometri pada penelitian Ohya (Ohya dkk, 2008) yang telah melakukan penelitian mengenai *flat-Diffuser* dengan menggunakan *flat-flange* yang berdiri vertical di belakang *Diffuser* (Gambar 3.1). simulasi tahap awal juga dilakukan berdasarkan parameter-parameter geometri pada penelitian Purwanto (2010) yang merupakan pengembangan DAWT dengan interior lengkung.

3.4. DIAGRAM ALIR PENELITIAN

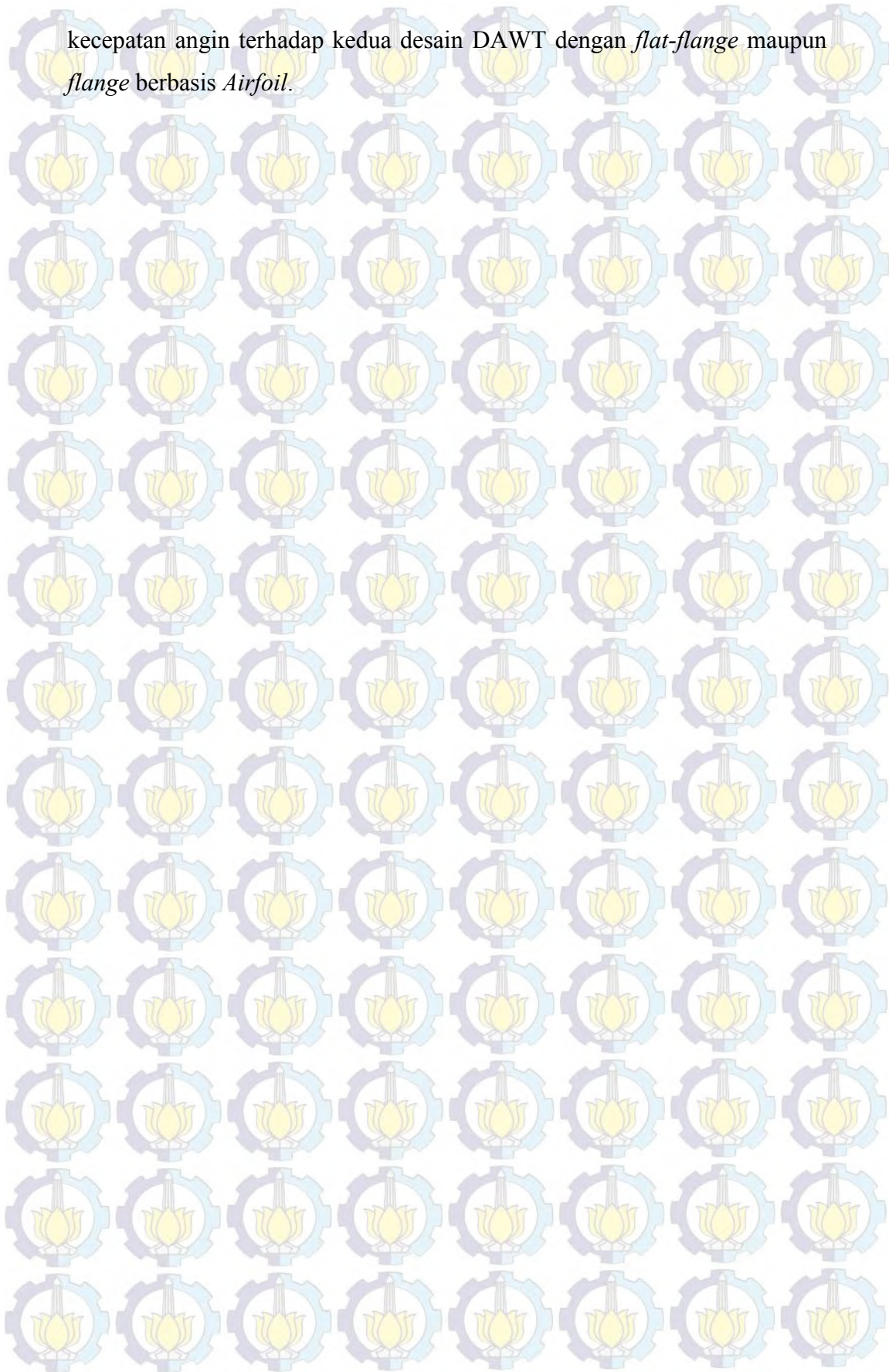
Penelitian ini memiliki urutan kegiatan seperti yang disajikan pada Gambar 3.5. Dari desain DAWT berbasis *Airfoil* yang dikembangkan oleh Purwanto (2011) dilakukan desain *flange* yang berupa *flat-flange* dan *flange* berbasis *Airfoil*. Desain *flat-flange* diberikan seperti *flat-flange* yang telah dikembangkan oleh Ohya (2008) seperti yang dijelaskan pada Subbab 3.1.



Gambar 3.6 Diagram Alir Penelitian

Variasi sudut pada desain *flange* berbentuk *flat* maupun yang berbasis *Airfoil* dilakukan pada saat simulasi CFD. Variasi sudut dilakukan mulai dari 0° hingga batas yang ditentukan. Variasi sudut dilakukan untuk memaksimalkan desain *flange* sehingga didapatkan kecepatan yang maksimal dalam DAWT. Selanjutnya akan dilakukan analisa terhadap sudut *flange* dengan kecepatan maksimum pada desain DAWT dan perbandingan profil

kecepatan angin terhadap kedua desain DAWT dengan *flat-flange* maupun *flange* berbasis *Airfoil*.



BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 SIMULASI *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS* (CFD)

4.1.1 Simulasi Tahap Awal

Simulasi tahap awal merupakan simulasi dengan geometri dari penelitian sebelumnya. Hal ini diperlukan untuk validasi hasil dengan kondisi batas atau pemberian parameter yang sama. Pada penelitian sebelumnya (Ohya dkk, 2008) telah melakukan penelitian mengenai *flat-Diffuser* dengan menggunakan *flat-flange* yang berdiri vertikal di belakang *Diffuser* (Gambar 3.1). Geometri DAWT yang paling baik menurut penelitian tersebut telah dijelaskan sebelumnya pada subbab 3.1. Dengan memisalkan bahwa DAWT yang akan dibuat berdiameter (D) 1 meter maka geometri *Airfoil* yang digunakan dalam simulasi ini Antara lain:

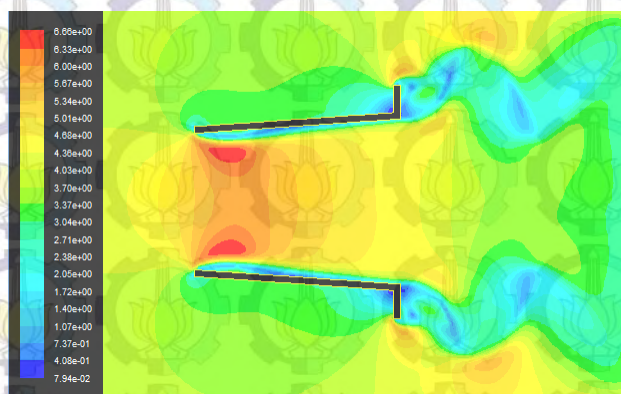
Panjang *Diffuser* (L) = 150 cm

Sudut kemiringan *Diffuser* = 4°

Tinggi *flange* = 25 cm

Kecepatan angin yang digunakan = 4 m/s

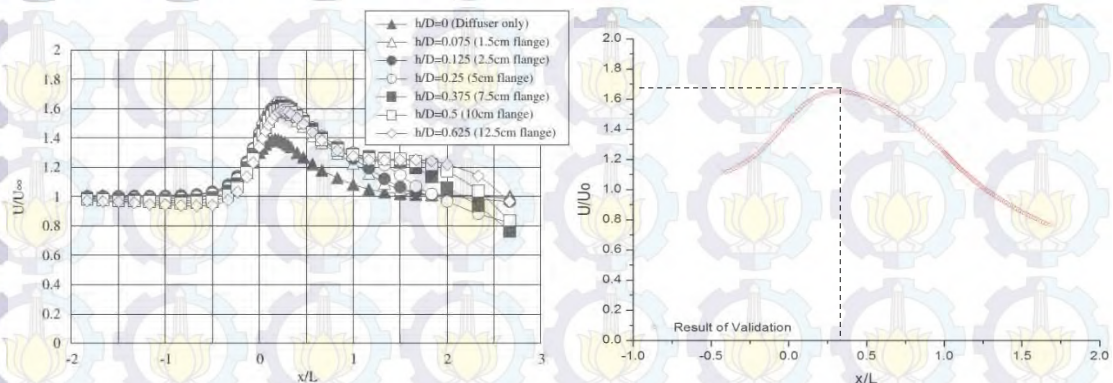
Setelah disimulasikan di dapatkan profil kecepatan aliran angin seperti pada Gambar 4.1.



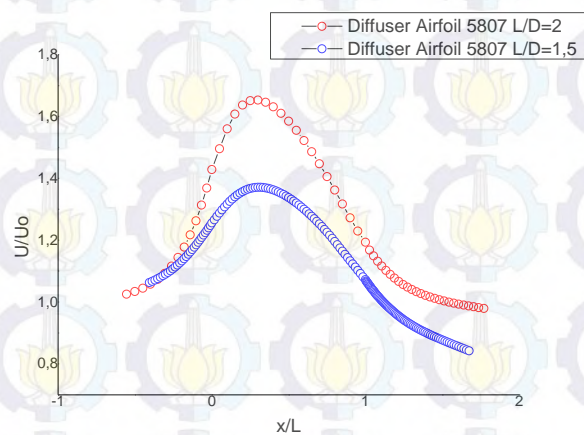
Gambar 4.1 Profil Kecepatan Aliran Angin pada *Flat-Diffuser* dengan *Flat-Flange*

Pada Profil tersebut menunjukkan kecepatan angin di dalam *Diffuser* bertambah besar. Kenaikan kecepatan angin yang terjadi di dalam *Diffuser*

hingga mencapai 65%. Kecepatan angin pada area tengah *Diffuser* dinyatakan dalam grafik (Gambar 4.2). Jika diamati, kecepatan angin terbesar berada pada posisi $x/L \approx 0,3$ dari ujung depan *Diffuser*. Hal tersebut dapat menjadi rekomendasi untuk penempatan turbin angin agar memperoleh angin yang maksimal. Jika dibandingkan dengan penelitian sebelumnya, maka hasil simulasi memiliki hasil kecepatan maksimum yang hampir sama (Gambar 4.2).



Gambar. 4.2. Hasil Validasi : a) dari Ohya dkk (2008) , b) Simulasi Validasi yang Telah Dilakukan.

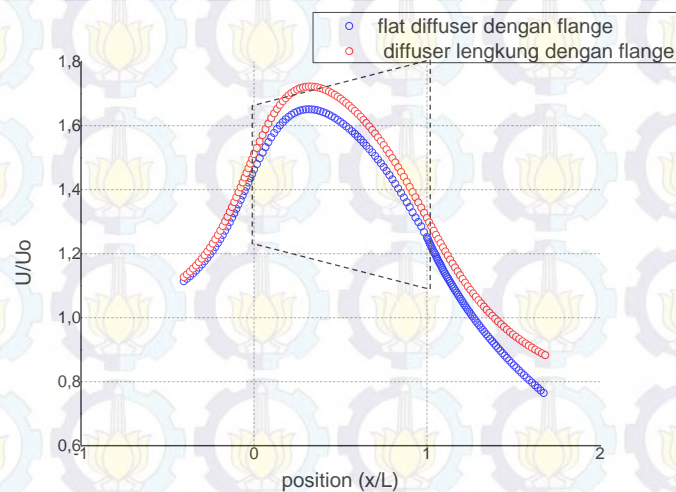


Gambar 4.3. Perbandingan hasil simulasi *Diffuser Airfoil* NACA 5807 $L/D=2$ vs $L/D=1,5$.

Simulasi juga dilakukan dengan uji coba membandingkan parameter yang telah dikembangkan oleh Purwanto (2010) $L/D = 2$ dengan parameter yang telah dikembangkan dalam penelitian ini yaitu $L/D = 1,5$. Untuk parameter bentuk *diffuser* menggunakan desain *Airfoil* NACA 5807, sama

seperti yang telah dikembangkan oleh Purwanto (2010). Hasil dari simulasi pada desain keduanya memiliki perbedaan yang signifikan, yaitu peningkatan yang lebih tinggi, sebesar 28% lebih tinggi pada *diffuser* yang relatif lebih panjang dengan $L/D = 2$ (Gambar 4.3). Hal ini disebabkan karena penurunan tekanan yang lebih besar pada *diffuser* yang relatif lebih panjang. Seperti yang telah dijelaskan oleh Ohya (2010) bahwa desain *diffuser* yang relatif lebih panjang, dapat meningkatkan kecepatan angin di dalam *diffuser* semakin tinggi.

4.1.2 Simulasi *Diffuser* Kurvatur Lengkung dengan *Flat-flange*



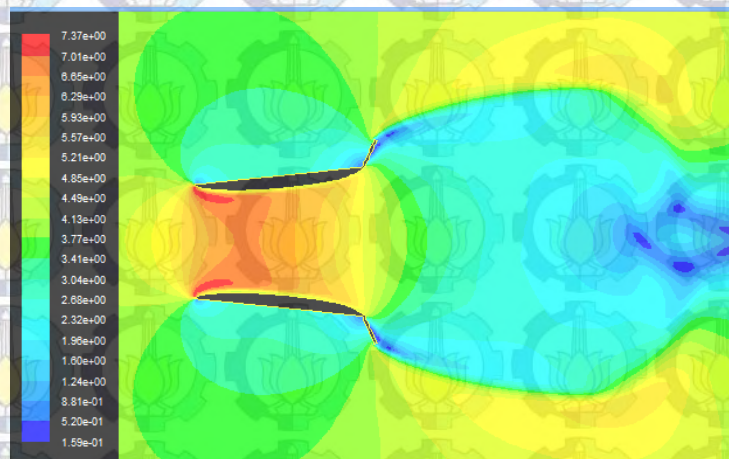
Gambar 4.4. Pengaruh Penambahan *Flange* pada *Diffuser* Interior rata (*Flat Wall*) dan Interior lengkung (*Optimized Curvature Wall*)

Simulasi *Diffuser* dengan *curvature* lengkung yang ditambah dengan *Flat-flange* merupakan pengembangan dari geometri *curvature* lengkung yang sebelumnya telah dikembangkan (Purwanto, 2011). Penambahan *flat-flange* pada geometri lengkung tersebut diharapkan dapat lebih meningkatkan kecepatan angin dalam *Diffuser* karena menurut penelitian Ohya, penambahan *flange* dapat meningkatkan kecepatan angin lebih kuat lagi.

Hasil simulasi penambahan *flange* didapatkan peningkatan yang relatif lebih besar seperti ditunjukkan oleh Gambar 4.4. Peningkatan

kecepatan angin pada *Diffuser* lengkung yang telah diletakkan *flange* meningkat 7% dibandingkan dengan *Diffuser* rata (peningkatan *Diffuser* lengkung = 72% ; peningkatan *Diffuser* rata 65%). Peningkatan terjadi pada daerah $x/L = 0,3$ dari ujung bagian *Diffuser*

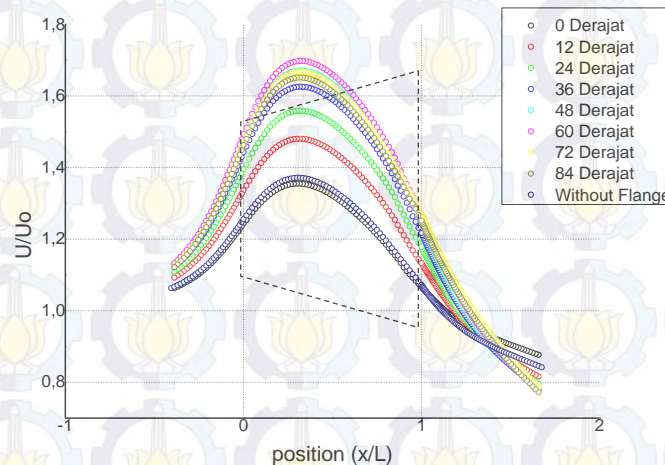
Dengan melakukan perbandingan geometri yang sama dengan sebelumnya, maka dibuatlah beberapa geometri DAWT dengan berbagai variasi sudut *flange*. Variasi sudut *flange* dilakukan mulai dari sudut 0° hingga *flange* berdiri vertikal yaitu tegak lurus dengan arah angin. Posisi 0° merupakan sudut kemiringan dari DAWT sehingga besar sudut *flange* yang dapat diberikan kurang dari 90° (Gambar 3.2). Dalam hal ini, geometri DAWT menggunakan sudut kemiringan (ϕ) 6° sehingga besar sudut *flange* yang dapat diberikan $90^\circ - 6^\circ = 84^\circ$. Setelah membuat beberapa geometri, dilakukan simulasi dengan hasil profil kecepatan angin seperti pada Gambar 4.5.



Gambar 4.5 Profil Kecepatan Aliran Angin pada *Diffuser* lengkung dengan *Flat-Flange* pada sudut 60°

Variasi sudut *flat-flange* diberikan mulai dari sudut 0° hingga 84° dengan interval 12° . Hasil simulasi pada posisi sudut *flange* yang berbeda dapat diamati pada Gambar 4.6. Terdapat perbedaan yang signifikan peningkatan kecepatan angin terhadap perubahan sudut *flat-flange*. Setiap perubahan posisi sudut *flange* diikuti juga perubahan posisi kecepatan maksimum yang ada di dalam *Diffuser*. Kecepatan angin tertinggi didapatkan pada posisi sudut *flange* 60° . Peningkatan kecepatan angin yang terjadi

hingga mencapai 69%. Jika dibandingkan dengan *Diffuser* lengkung tanpa *flange* maka kecepatan angin meningkat 29% lebih besar. Kecepatan angin maksimum berada pada rentang posisi $x/L \approx 0,3$. Dalam hal ini, posisi turbin angin dapat berubah tergantung posisi kecepatan angin maksimum



Gambar 4.6 Grafik Profil Kecepatan Aliran Angin pada *Diffuser* lengkung dengan *Flat-Flange* pada sudut 0° hingga 84°

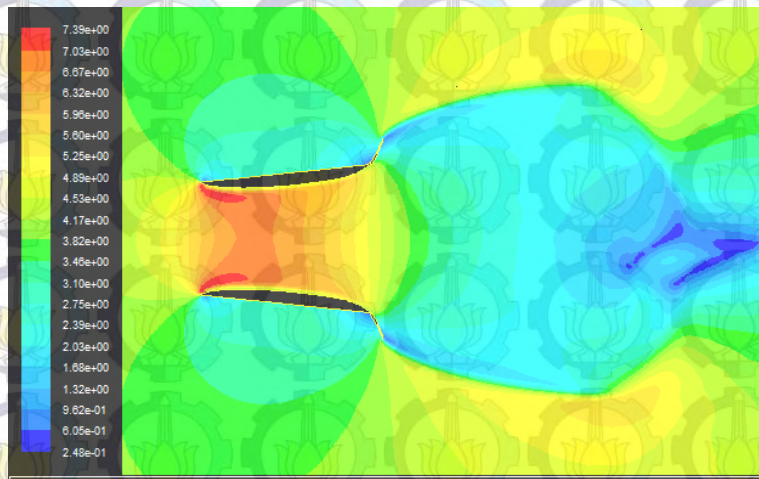
4.1.3 Simulasi *Diffuser* Kurvatur Lengkung dengan *Airfoil flange*

Simulasi juga dilakukan dengan desain *flange* berbasis *Airfoil*. Geometri *Airfoil* yang digunakan adalah geometri *Airfoil* NACA 4 digit. Dalam hal ini geometri *airfoil* adalah NACA 5807. Dengan geometri yang sama meliputi variasi sudut dan panjang *flange* didapatkan hasil profil kecepatan angin dapat diamati pada Gambar 4.7.

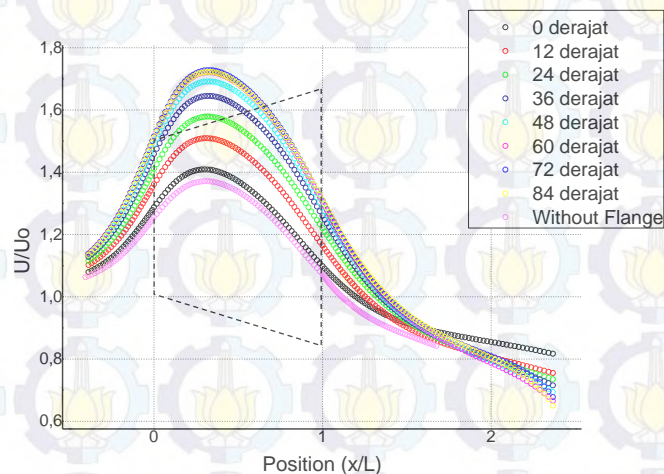
Profil kecepatan aliran angin pada Gambar 4.7 menunjukkan peningkatan yang lebih besar pada area tengah *Diffuser*. Peningkatan kecepatan angin yang terjadi hingga mencapai 72%. Jika dibandingkan dengan *Diffuser* tanpa *flange*, maka peningkatan kecepatan angin sebesar 31%. Hampir sama dengan simulasi yang dilakukan pada *flat-flange*, dengan variasi sudut dan interval yang sama, hasil simulasi berupa grafik pada area tengah *Diffuser* dapat diamati pada Gambar 4.8.

Pada gambar tersebut, terjadi perubahan yang signifikan juga ketika besar sudut *flange* berubah. Pada posisi sudut tertentu kecepatan

aliran angin mencapai maksimum yaitu pada sudut 72° . Seperti halnya *flat-flange*, setiap perubahan besar sudut *flange* maka posisi terjadinya kecepatan angin maksimum juga berubah. Dalam hal ini kecepatan maksimum terletak pada posisi $x/L \approx 0,3$.



Gambar 4.7 Profil Kecepatan Aliran Angin pada *Diffuser* lengkung dengan *Flange* Berbasis *Airfoil* pada sudut 60°



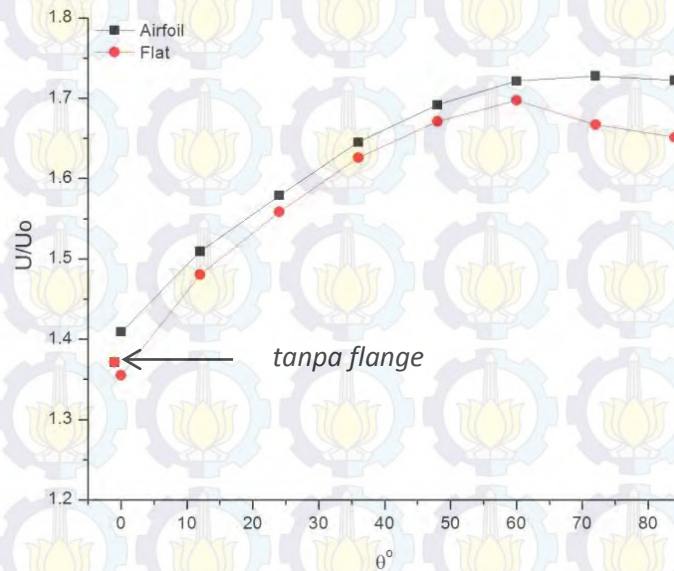
Gambar 4.8 Grafik Profil Kecepatan Aliran Angin pada *Diffuser* lengkung dengan *Flange* Berbasis *Airfoil* pada sudut 0° hingga 84°

4.2 HASIL PERBANDINGAN SIMULASI

4.2.1 Perbandingan Simulasi Variasi Sudut Flange

Hasil dari beberapa simulasi yang telah dilakukan, memiliki hasil yang berbeda seiring dengan perbedaan geometri yang telah di desain

terutama pada *flange*. Hasil dari perbedaan geometri tersebut terangkum dalam grafik antara peningkatan kecepatan aliran angin maksimum terhadap perubahan sudut (Gambar 4.9).



Gambar 4.9. Grafik Perbandingan Kecepatan Maksimum Aliran Angin pada *Diffuser* lengkung dan *Flat-Flange* pada sudut 0° hingga 84°

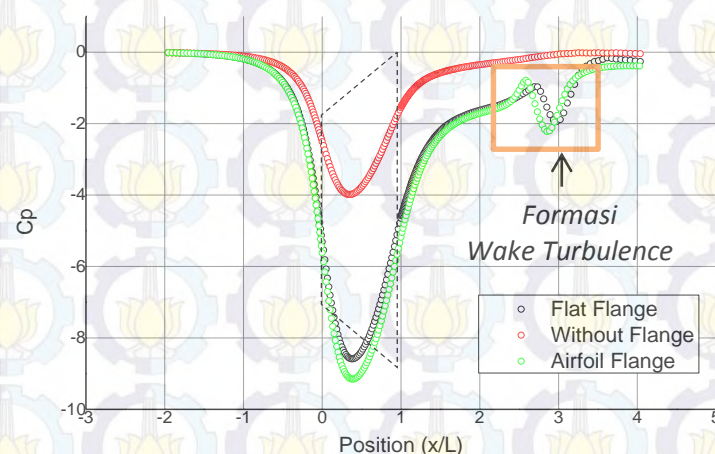
Peningkatan kecepatan angin maksimum terdapat pada geometri *flange* berbasis *Airfoil*. Peningkatan tersebut hingga mencapai 72% pada posisi sudut *flange* 72°. Begitu juga dengan desain *flat-flange* yang memiliki kenaikan maksimum hingga 69% pada posisi sudut 60°. sebagai acuan adalah geometri DAWT lengkung yang hanya mampu meningkatkan kecepatan angin 37% saja. Desain DAWT *curvature* lengkung dapat meningkat kecepatan angin secara signifikan disebabkan desain *curvature* lengkung yang aerodinamis ditambah dengan *flange* berbasis *Airfoil* yang menjadi semakin aerodinamis. Korelasi antara peningkatan kecepatan angin dari Gambar 4.9, pada *airfoil flange* ditunjukkan pada persamaan 4.1 sedangkan *flat-flange* ditunjukkan pada persamaan 4.2. Persamaan tersebut memiliki koefisien korelasi sebesar 0,99.

$$U/U_0 = f(\theta) = 1,4096 + 0,00868.\theta - 5,9.10^{-5}.\theta^2 \quad (4.1)$$

$$U/U_0 = f(\theta) = 1,358 + 0,0106.\theta - 8.52.10^{-5}.\theta^2 \quad (4.2)$$

Pada grafik 4.9, menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan angin maksimum pada *Diffuser* memiliki pengaruh terhadap perubahan sudut *flange*. Pada posisi sudut tertentu kecepatan aliran angin pada posisi tertinggi kemudian turun kembali hingga pada posisi maksimum perubahan sudut (84°). Hal ini disebabkan karena pada posisi sudut tersebut terjadi *Drag* (D) yang semakin meningkat. Pada optimasi *Airfoil* yang sebelumnya dijelaskan pada subbab 2.2.3 menyatakan bahwa kondisi optimum pada *Airfoil* ketika kondisi koefisien lift (C_l) maksimum dan koefisien Drag (C_d) minimum seperti yang di jelaskan pada kondisi (persamaan 2.12). pada kondisi tersebut, perbedaan tekanan pada area *Diffuser* akan semakin tinggi.

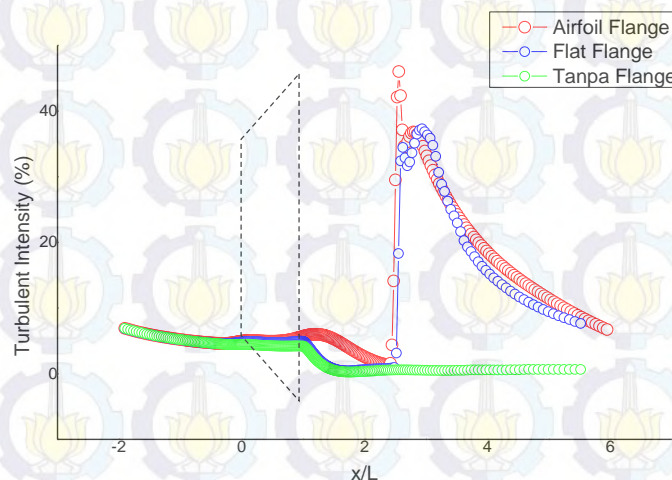
Peningkatan kecepatan Angin di dalam diffuser disebabkan karena keuntungan aliran udara yang melalui *diffuser* (*favorable area*). Bentuk diffuser yang menyerupai *diverging nozzle* seperti pada Gambar 2.5. Pada bentuk tersebut terjadi separasi aliran karena adanya gesekan pada dinding dalam *diffuser*. Hal tersebut mengakibatkan adanya keuntungan aliran yang masuk ke dalam *diffuser* dari udara bebas. Masuknya udara dari udara bebas melalui penampang luasan yang lebih kecil ke dalam *diffuser*, menurut efek *bernoulli*, aliran udara akan dipercepat. Sehingga kecepatan pada area diffuser menjadi meningkat.



Gambar 4.10. Grafik Penurunan Koefisien Tekanan pada *Diffuser* Lengkung Tanpa *Flange*, Menggunakan *Flat-Flange* (60°), dan Menggunakan *Airfoil Flange* (72°).

Peningkatan kecepatan angin pada *Diffuser*, ditandai dengan adanya penurunan tekanan yang cukup signifikan di dalam *Diffuser*. Penurunan tekanan diakibatkan oleh pola aliran pada area *Diffuser*. Pembentukan *Wake Turbulence* pada area belakang *Diffuser* diduga dapat menyebabkan efek hisap pada area depan *Diffuser* sehingga peningkatan kecepatan angin lebih besar pada area tersebut. Grafik penurunan tekanan pada area *Diffuser* disajikan pada Gambar 4.10.

Pada grafik tersebut, dapat diketahui pada *flange* berbentuk *Airfoil* terjadi penurunan yang cukup signifikan sehingga menghasilkan kecepatan yang paling tinggi. Penurunan tersebut cukup signifikan perbedaannya dibanding dengan *Diffuser* tanpa menggunakan *flange*. Terbentuknya formasi *Wake Turbulence* pada posisi $x/L \approx 3$. Hal tersebut juga ditunjukkan intensitas turbulensi yang sangat besar pada daerah posisi $x/L \approx 3$ (Gambar 4.11). Pada Posisi tersebut, nilai intensitas turbulensi pada *diffuser* dengan penambahan *flange* sangat besar dibandingkan dengan *diffuser* tanpa *flange*.

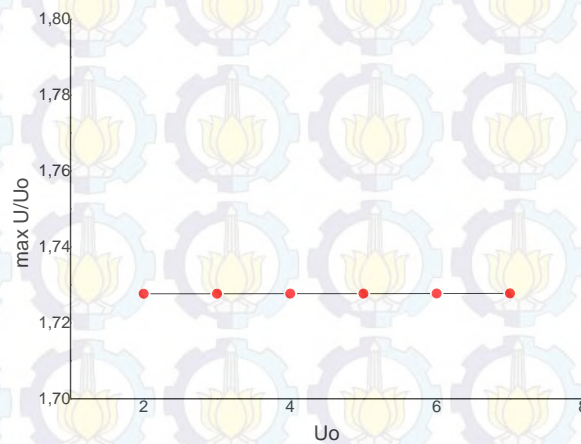


Gambar 4.11. Grafik *Turbulent Intensity* pada *Diffuser* Lengkung Tanpa *Flange*, Menggunakan *Flat-Flange* (60°), dan Menggunakan *Airfoil Flange* (72°).

4.2.2 Perbandingan Simulasi Variasi Kecepatan Awal (U_0)

Variasi kecepatan awal pada simulasi kecepatan juga dilakukan guna mengetahui perbandingan hasil kecepatan maksimum yang dihasilkan oleh

diffuser. Hal ini berguna sekali untuk mengetahui perkiraan kecepatan maksimum yang terjadi pada diffuser ketika dilakukan instalasi pada suatu daerah tertentu, mengingat kecepatan di setiap daerah di seluruh Indonesia memiliki kecepatan yang berbeda-beda. Simulasi dilakukan pada geometri diffuser yang menghasilkan kecepatan angin paling tinggi yaitu geometri diffuser dengan penambahan flange berbentuk airfoil yang dipasang dengan kemiringan 72° . Kemudian simulasi dilakukan dengan variasi kecepatan angin sesuai dengan kriteria kecepatan angin di Indonesia yaitu 2-7 m/s dengan interval setia 1 m/s. Hasil simulasi dapat dilihat pada Gambar 4.12.



Gambar 4.12. Grafik Perbandingan Kecepatan Maksimum yang Terjadi pada *Diffuser Airfoil-Flange* dengan variasi kecepatan awal 2-7 m/s.

Pada gambar tersebut memberikan hasil peningkatan kecepatan maksimum pada setiap variasi kecepatan awal. Kecepatan awal pada 2 m/s mengalami peningkatan kecepatan yang paling rendah, kemudian ketika dinaikkan dengan interval 1 m/s hingga 7 m/s kecepatan aliran angin meningkat lebih besar. Hal ini memberikan kesimpulan bahwa diffuser akan memberikan peningkatan yang lebih pada daerah yang memiliki kecepatan angin yang besar. Hanya saja peningkatan kecepatan angin tidak begitu besar karena perbedaan peningkatan kecepatan diffuser dalam orde 0,0001

kali (0,01 %) dari udara *freestream* (U_0). Peningkatan rata-rata kecepatan angin pada geometri diffuser tersebut dengan variasi kecepatan awal adalah 72% dari kecepatan awalnya.

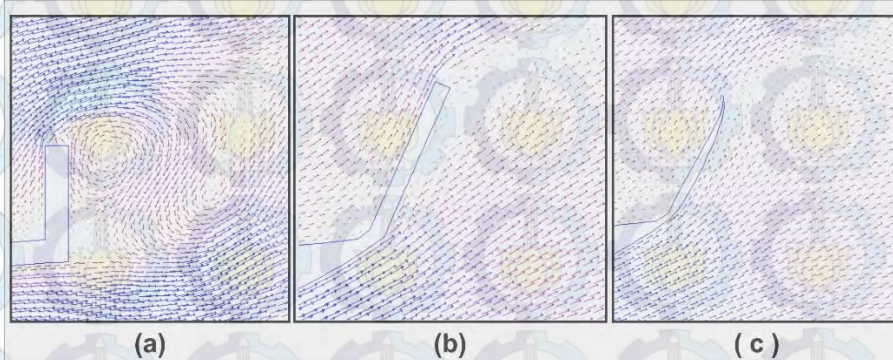
$$U/U_0 = f(U_0) = 1,779 \cdot 10^{-5} \cdot U_0 + 1,7276 \quad (4.3)$$

Peningkatan kecepatan angin terhadap kecepatan awal ditunjukkan oleh persamaan 4.3 dengan koefisien korelasi 0,827. Dengan gradien yang sangat kecil (mendekati 0), akibatnya perubahan kecepatan awal tidak mempengaruhi secara signifikan terhadap peningkatan kecepatan angin di dalam *diffuser* (peningkatan kecepatan angin cenderung tetap).

4.3 FORMASI WAKE TURBULENCE PADA DIFFUSER

Peningkatan kecepatan angin dalam *Diffuser* dipengaruhi oleh Vorteks yang terbentuk tepat di belakang *flange Diffuser* (Ohya, 2008). Vorteks terjadi akibat sirkulasi aliran yang tidak menentu. Vorteks terjadi kemungkinan besar karena adanya *flange* yang menghambat aliran angin sehingga menyebabkan tekanan menjadi kecil yang menyebabkan aliran berubah arah membentuk putaran yang biasa disebut dengan *Wake Turbulence*. Berikut terjadinya *Wake Turbulence* pada simulasi dapat diamati pada Gambar 4.13. Hal tersebut terjadi akibat adanya *vorticity* pada *boundary layer* (pada *diffuser*) yang terlepas dari permukaan ke aliran bebas akan menimbulkan *vortex* yang semakin membesar di daerah *downstream*.

Wake Turbulence yang tepat di belakang *Diffuser* pada dasarnya memiliki pengaruh dalam kecepatan yang terjadi di dalam *Diffuser*. Tetapi pada kenyataannya, pada simulasi model *Diffuser* lengkung tidak terjadi *Wake Turbulence* yang begitu besar. Padahal peningkatan kecepatan lebih tinggi dari pada desain yang lain. Posisi *Wake Turbulence* pada desain *Diffuser* lengkung cenderung berada pada posisi jauh di belakang *Diffuser* (Gambar 4.4 atau Gambar 4.6). Dalam simulasi, posisi *Wake Turbulence* menjadi unsur penting dalam peningkatan kecepatan dalam *Diffuser*.



Gambar 4.13 Vorteks yang terjadi di belakang *Diffuser* tepat di belakang *Flange* (a) *Flat-Diffuser Flat-Flange*, (b) *Diffuser Lengkung Flat-Flange*, (c) *Diffuser Lengkung Flange Berbasis Airfoil*.

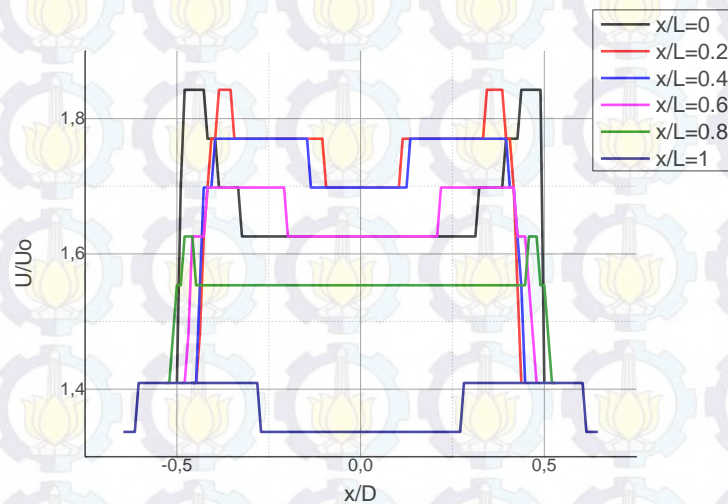
Posisi *Wake Turbulence* yang terlalu dekat dengan *Diffuser* dapat menghambat laju aliran udara dalam *Diffuser* karena arah aliran angin saat *turbulence* sirkulasinya tidak menentu. Posisi *Wake Turbulence* yang lebih jauh dan tepat berada posisi tengah memberikan efek pengurangan hambatan dan juga membantu terjadinya efek tarikan yang terjadi dalam *Diffuser*, sehingga terjadi peningkatan kecepatan yang cukup besar di dalam *Diffuser*.

4.4 KECEPATAN ANGIN DI DALAM *DIFFUSER*

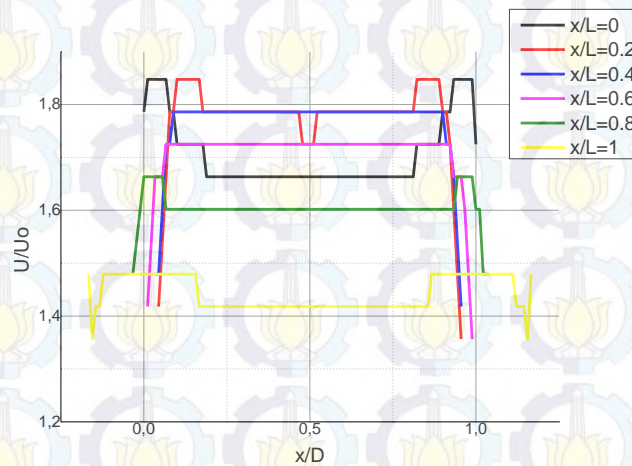
Profil kecepatan angin di dalam *Diffuser* sangat dibutuhkan untuk menganalisa posisi-posisi yang menyatakan kecepatan angin tertinggi. Hal tersebut berguna nantinya dalam referensi penempatan turbin sehingga dapat meningkatkan putaran maupun torsi pada turbin. Dimana, putaran dan torsi turbin sangat berpengaruh terhadap efisiensi konversi energi angin. Dengan membuat program konversi gambar menggunakan representasi warna. Maka didapatkan profil kecepatan angin yang disajikan pada Gambar 4.14.

Pada profil tersebut diketahui bahwa peningkatan pada *Diffuser* lengkung dengan *flat flange* posisi 60° memiliki kecepatan maksimum pada area tengah sebesar 69%. Pada profil posisi $x/D = 0 \sim 2$; $x/L = 0$ dan $x/L = 2$, memiliki peningkatan kecepatan tertinggi hingga 84%. Peningkatan kecepatan

angin pada ujung daerah *Diffuser* dapat meningkatkan torsi dari turbin sehingga efisiensi konversi dapat meningkat. Jadi, turbin dapat diletakkan pada posisi $x/L = 0 \sim 4$ yang mempunyai peningkatan kecepatan angin tertinggi.



Gambar 4.14 Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan *Flat Flange* (60°).



Gambar 4.15 Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan *Airfoil Flange* (60°).

Analisa terhadap profil di dalam *Diffuser* lengkung juga dilakukan pada *Diffuser* lengkung dengan *flange* yang berbasis *Airfoil*. Profil tersebut disajikan

pada Gambar 4.15. Tidak jauh berbeda dengan *Diffuser* lengkung dengan *flat flange*, *Diffuser* lengkung dengan *Airfoil flange* juga memiliki peningkatan kecepatan angin tertinggi pada posisi $x/L = 0 \sim 4$. Hanya saja peningkatan kecepatan angin tertinggi dapat meningkat hingga 85%. Jika dilihat pada grafik, peningkatan kecepatan angin pada *Diffuser* lengkung dengan *Airfoil flange* memiliki daerah peningkatan kecepatan angin yang lebih besar dibandingkan *Diffuser* lengkung dengan *flat flange*. Dengan region yang lebih besar, daerah penempatan turbin jadi lebih lebar.

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. KESIMPULAN

Beberapa simulasi desain DAWT dengan penambahan *flange* telah dilakukan. Setelah melakukan beberapa analisa dapat disimpulkan sebagai berikut :

1. Penambahan *flat-flange* pada DAWT *curvature* lengkung dapat lebih meningkatkan kecepatan angin di dalam *diffuser* sebesar 65% udara *freestream*.
2. Penambahan *flange* pada *diffuser* dengan variasi sudut dapat meningkatkan kecepatan angin secara signifikan, dimana *flat-flange* pada posisi sudut 60° dapat meningkatkan sebesar 69% sedangkan *flange* berbasis *Airfoil* dapat meningkatkan kecepatan angin hingga 72% pada posisi sudut 72° .
3. Profil kecepatan maksimum pada DAWT *curvature* lengkung dengan variasi sudut *flat-flange* memiliki kecepatan maksimum pada posisi $x/L = 0 \sim 4$, sedangkan dengan variasi sudut *flange* berbasis *Airfoil* memiliki kecepatan maksimum pada posisi $x/L = 0 \sim 4$. Area tersebut dapat digunakan dalam rekomendasi penempatan turbin sehingga dapat meningkatkan efisiensi konversi energi angin.

5.2. SARAN

Metode penelitian yang digunakan dalam penelitian ini dapat dikembangkan lagi untuk hasil yang lebih baik. Terutama dalam pengembangan metode *solver* dalam simulasi. Terutama bentuk geometri dan korelasi antara parameter-parameter dalam *diffuser* sehingga nantinya dapat digunakan sebagai acuan untuk optimasi.

Penelitian ini telah membahas bagaimana desain *flange diffuser* yang telah ada yang kemudian dikembangkan dengan menambahkan *flange* pada area *output diffuser (leading edge)*. Maka dari itu perlu dilakukan penelitian lebih lanjut mengenai penambahan *flange* jika diletakkan pada bagian *input diffuser*.

LAMPIRAN A

Source Code Program Pendukung

A.1. Desain Airfoil NACA 4 Digit

Matlab Programing: Modifikasi Progam yang telah dilakukan Logsdon (2006) :

```
clear;
clc;
% c: the length of the chord
% m: max ordinate of mean line in percent
% p: chord wise position of max ordinate in tenths
% t: max thickness of airfoil as percent
c = 200;
m = 0.05;
p = 0.8;
t = 0.07;
x = linspace(0,1);
% Calculating the thickness of the airfoil
i = 1;
while i <= 100
    ytp(i) = t/0.20*(0.29690*sqrt(x(i))-0.12600*x(i)-
    0.35160*x(i)^2+0.28430*x(i)^3-0.10150*x(i)^4);
    i = i + 1;
end
% Calculating the y values for the mean line
i = 1;
k = 1;
while i <= 100
    if x(i) < p
        ybc(i) = m/p^2*(2*p*x(i)-x(i)^2);
    else
        yac(k) = m/(1-p)^2*((1-2*p)+2*p*x(i)-x(i)^2);
        k = k + 1;
    end
    i = i + 1;
end
% Calculating the radius of the leading edge circle
rt = 1.1019*t^2;
x3 = 0.005;
if p == 0
    yc = m/(1-p)^2*((1-2*p)+2*p*x3-x3^2);
else
    yc = m/p^2*(2*p*x3-x3^2); %Finding the y value of the
    line for the center of the nose circle with respect to
    the standard x value of 0.005
```



```

end
theta = atan(yc/x3); %Finding the angle of the line
from the horizontal that the center of the circle will
lie on
x1 = rt*cos(theta); %Finding the x coordinate for the
center of the circle
y1 = rt*sin(theta); %Finding the y coordinate for the
center of the circle

m = yc/x3;
x2 = linspace(0,2*rt);
x2(100) = 2*rt;
i = 1;
while i <= 100;
yp(i,1) = x2(i);
yp(i,2) = sqrt(rt^2-(x2(i)-x1)^2)+y1; %y values of the
circle
yp(i,3) = 0;
yn(i,1) = x2(i);
yn(i,2) = -sqrt(rt^2-(x2(i)-x1)^2)+y1; %neg y values of
the circle
yn(i,3) = 0;
i = i + 1;
end
yp(1,2) = 0; %Starting airfoil at 0 for nose
yn(1,2) = 0; %Starting airfoil at 0 for nose
% Calculating the upper and lower coordinates of the
airfoil
i = 1;
k = 1;
while i <= 100
if i == 1
Xu(i,1) = x(i);
Xu(i,2) = x(i);
Xu(i,3) = 0;
Xl(i,1) = x(i);
Xl(i,2) = x(i);
Xl(i,3) = 0;
theta(i) = 0;
% elseif i == 100
% Xu(i,1) = x(i);
% Xu(i,2) = 0;
% Xu(i,3) = 0;
% Xl(i,1) = x(i);
% Xl(i,2) = 0;
% Xl(i,3) = 0;
% theta(i) = 0;
elseif x(i) < p

```



```

theta(i) = atan((ybc(i)-ybc(i-1))/(x(i)-x(i-1)));
Xu(i,1) = x(i) - ytp(i)*sin(theta(i));
Xu(i,2) = ybc(i) + ytp(i)*cos(theta(i));
Xu(i,3) = 0;
Xl(i,1) = x(i) + ytp(i)*sin(theta(i));
Xl(i,2) = ybc(i) - ytp(i)*cos(theta(i));
Xl(i,3) = 0;

else
if k == 1 && p == 0
theta(i) = atan((yac(k)-0)/(x(i)-x(i-1)));
Xu(i,1) = x(i) - ytp(i)*sin(theta(i));
Xu(i,2) = yac(k) + ytp(i)*cos(theta(i));
Xu(i,3) = 0;
Xl(i,1) = x(i) + ytp(i)*sin(theta(i));
Xl(i,2) = yac(k) - ytp(i)*cos(theta(i));
Xl(i,3) = 0;
t = t + 1;
elseif k == 1
theta(i) = atan((yac(k)-ybc(i-1))/(x(i)-x(i-1)));
Xu(i,1) = x(i) - ytp(i)*sin(theta(i));
Xu(i,2) = yac(k) + ytp(i)*cos(theta(i));
Xu(i,3) = 0;
Xl(i,1) = x(i) + ytp(i)*sin(theta(i));
Xl(i,2) = yac(k) - ytp(i)*cos(theta(i));
Xl(i,3) = 0;
k = k + 1;
else
theta(i) = atan((yac(k)-yac(k-1))/(x(i)-x(i-1)));
Xu(i,1) = x(i) - ytp(i)*sin(theta(i));
Xu(i,2) = yac(k)+ytp(i)*cos(theta(i));
Xu(i,3) = 0;
Xl(i,1) = x(i) + ytp(i)*sin(theta(i));
Xl(i,2) = yac(k) - ytp(i)*cos(theta(i));
Xl(i,3) = 0;
k = k + 1;
end
end
i = i + 1;
end
i = 1;

while Xu(i,1) < 2*rt
if yp(i,2) >= Xu(i,2)
Xu(i,1) = yp(i,1);
Xu(i,2) = yp(i,2);
end
if yn(i,2) <= Xl(i,2)

```



```

Xl(i,1) = yn(i,1);
Xl(i,2) = yn(i,2);
end
i = i + 1;
end;

Xu(100,1) = 1; %Ending airfoil at exactly unit length 1
Xl(100,1) = 1; %Ending airfoil at exactly unit length 1
Xu(:,1) = Xu(:,1)*c;
Xu(:,2) = Xu(:,2)*c;
Xl(:,1) = Xl(:,1)*c;
Xl(:,2) = Xl(:,2)*c;
Upoints = Xu;
Lpoints = Xl;

```

A.2. PixelCount (Pendefinisian Warna Gambar)

Matlab Programing : PixelCount :

```

clear;
clc;

I=imread('e:\cobaairfoil.j2c'); %pembacaan file
s=size(I);
ba=7.39; %batas atas
bb=2.48; %batas bawah
int=(ba-bb)/20; %interval

%20 kriteria pixel RGB pada gambar
for i=1:s(1)
    for j=1:s(2)
        o=[I(i,j,1) I(i,j,2) I(i,j,3)];
        if o>=[250 0 0] & o<=[255 10 10]
            value(i,j)=bb+20*int;
        elseif o>=[250 100 0] & o<=[255 115 10]
            value(i,j)=bb+19*int;
        elseif o>=[250 145 0] & o<=[255 150 10]
            value(i,j)=bb+18*int;
        elseif o>=[250 175 0] & o<=[255 185 10]
            value(i,j)=bb+17*int;
        elseif o>=[250 205 0] & o<=[255 215 10]
            value(i,j)=bb+16*int;
        elseif o>=[250 230 0] & o<=[255 240 10]
            value(i,j)=bb+15*int;
        elseif o>=[250 250 0] & o<=[255 255 10]
            value(i,j)=bb+14*int;
        else
            value(i,j)=bb;
        end
    end
end

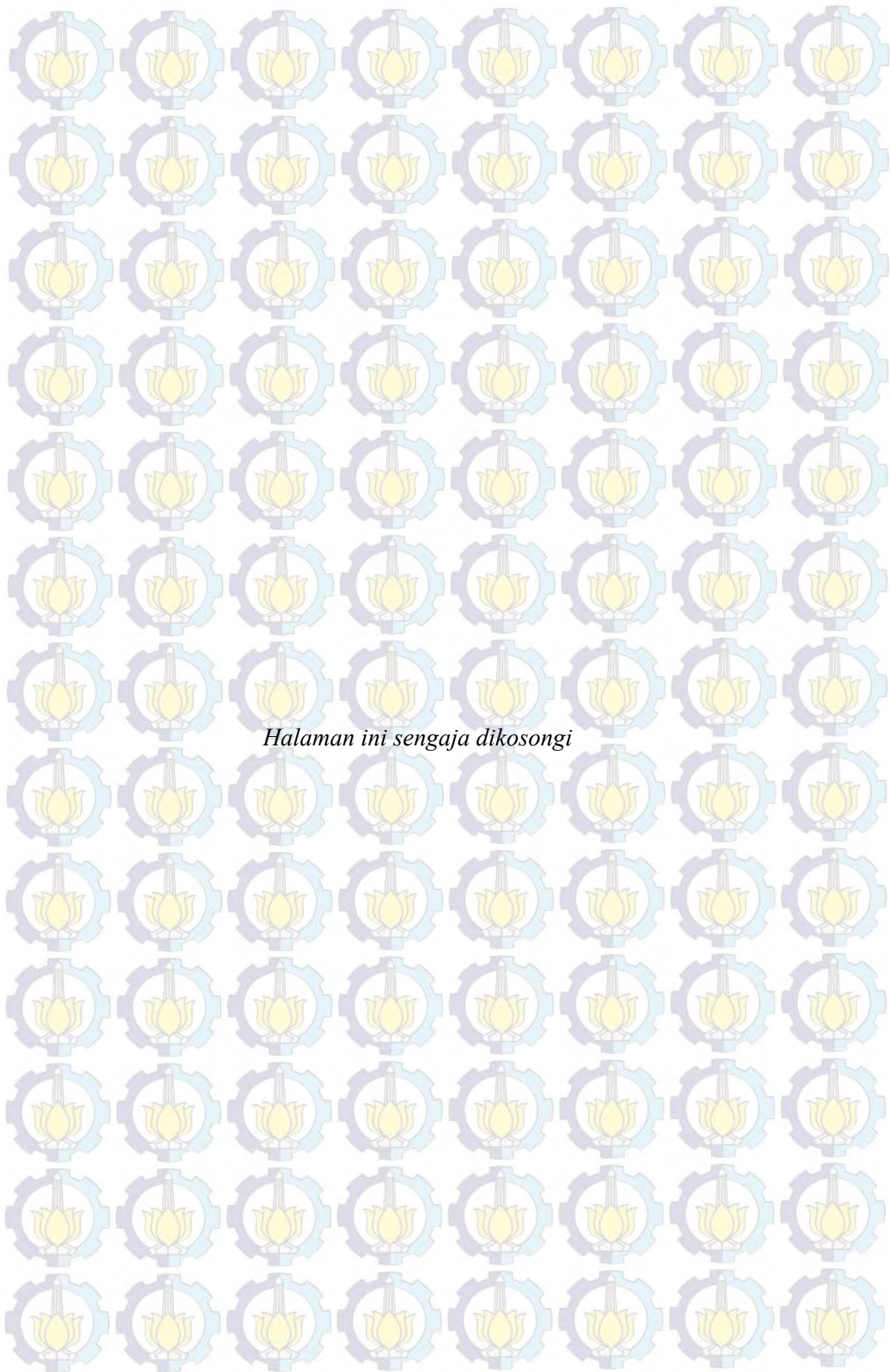
```



```

elseif o>=[215 250 0] & o<=[225 255 10]
    value(i,j)=bb+13*int;
elseif o>=[175 250 0] & o<=[185 255 10]
    value(i,j)=bb+12*int;
elseif o>=[124 250 0] & o<=[234 255 10]
    value(i,j)=bb+11*int;
elseif o>=[0 250 0] & o<=[10 255 10]
    value(i,j)=bb+10*int;
elseif o>=[0 250 124] & o<=[10 255 134]
    value(i,j)=bb+9*int;
elseif o>=[0 250 175] & o<=[10 255 185]
    value(i,j)=bb+8*int;
elseif o>=[0 250 215] & o<=[10 255 225]
    value(i,j)=bb+7*int;
elseif o>=[0 250 250] & o<=[10 255 255]
    value(i,j)=bb+6*int;
elseif o>=[0 225 250] & o<=[10 235 225]
    value(i,j)=bb+5*int;
elseif o>=[0 190 250] & o<=[10 200 225]
    value(i,j)=bb+4*int;
elseif o>=[0 158 250] & o<=[10 168 225]
    value(i,j)=bb+3*int;
elseif o>=[0 110 250] & o<=[10 120 225]
    value(i,j)=bb+2*int;
elseif o>=[0 0 250] & o<=[10 0 225]
    value(i,j)=bb+1*int;
else value(i,j)=0;
end
end
end

```



LAMPIRAN B

Data Profil Kecepatan *Diffuser* Lengkung

B.1. *Diffuser* Lengkung dengan *Flat Flange* Posisi 60°

x/D	U/U ₀										
	x/L=0	x/L=0.1	x/L=0.2	x/L=0.3	x/L=0.4	x/L=0.5	x/L=0.6	x/L=0.7	x/L=0.8	x/L=0.9	x/L=1
-0,17	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
-0,16	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,36
-0,14	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,42
-0,13	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,42
-0,12	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
-0,11	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
-0,1	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
-0,09	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
-0,08	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,48
-0,07	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,54	1,48
-0,06	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,6	1,48
-0,04	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,6	1,48
-0,03	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,6	1,48
-0,02	--	--	--	--	--	--	--	--	1,54	1,6	1,48
-0,01	--	--	--	--	--	--	--	1,42	1,6	1,6	1,48
0	1,79	--	--	--	--	--	--	1,48	1,66	1,6	1,48
0,01	1,85	--	--	--	--	--	1,42	1,6	1,66	1,6	1,48
0,02	1,85	--	--	--	--	1,48	1,54	1,66	1,66	1,6	1,48
0,03	1,85	--	--	--	1,48	1,48	1,66	1,66	1,66	1,6	1,48
0,04	1,85	1,54	1,42	1,42	1,48	1,6	1,66	1,66	1,66	1,6	1,48
0,06	1,85	1,66	1,54	1,54	1,6	1,66	1,66	1,66	1,66	1,54	1,48
0,07	1,85	1,79	1,66	1,66	1,72	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,08	1,79	1,85	1,79	1,72	1,72	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,09	1,79	1,85	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,1	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,11	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,12	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,13	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,14	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,16	1,72	1,79	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,17	1,72	1,79	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,18	1,72	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,19	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,2	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,21	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,22	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,23	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,24	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,26	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,27	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,28	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,29	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,3	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,31	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,32	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,33	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,34	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,36	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,37	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,38	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,39	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,4	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,41	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,42	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,43	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,44	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,46	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,47	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,48	1,66	1,72	1,72	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,49	1,66	1,72	1,72	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42

x/D	U/U ₀										
	x/L=0	x/L=0.1	x/L=0.2	x/L=0.3	x/L=0.4	x/L=0.5	x/L=0.6	x/L=0.7	x/L=0.8	x/L=0.9	x/L=1
0,51	1,66	1,72	1,72	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,52	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,53	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,54	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,56	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,57	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,58	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,59	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,6	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,61	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,62	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,63	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,64	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,66	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,67	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,68	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,69	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,7	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,71	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,72	1,66	1,72	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,73	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,74	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,76	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,77	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,78	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,79	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,8	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,81	1,66	1,79	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,82	1,72	1,79	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,83	1,72	1,79	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,84	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,86	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,42
0,87	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,88	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,89	1,72	1,85	1,85	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,9	1,79	1,85	1,79	1,79	1,79	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,91	1,79	1,85	1,79	1,72	1,72	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,92	1,79	1,79	1,72	1,72	1,72	1,72	1,72	1,66	1,6	1,54	1,48
0,93	1,85	1,72	1,6	1,6	1,66	1,66	1,66	1,66	1,6	1,54	1,48
0,94	1,85	1,6	1,48	1,48	1,54	1,66	1,66	1,66	1,66	1,54	1,48
0,96	1,85	1,54	1,36	1,36	1,42	1,54	1,66	1,66	1,66	1,54	1,48
0,97	1,85	--	--	--	--	1,42	1,6	1,66	1,66	1,54	1,48
0,98	1,85	--	--	--	--	1,48	1,48	1,6	1,66	1,6	1,48
0,99	1,85	--	--	--	--	--	1,36	1,54	1,66	1,6	1,48
1	1,72	--	--	--	--	--	--	1,48	1,6	1,6	1,48
1,01	--	--	--	--	--	--	--	1,36	1,6	1,6	1,48
1,02	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,6	1,48
1,03	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,6	1,48
1,04	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,6	1,48
1,06	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,54	1,48
1,07	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,48
1,08	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,48
1,09	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
1,1	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
1,11	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48
1,12	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,42
1,13	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,42
1,14	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,42
1,16	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,36
1,17	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48

B.2. Diffuser Lengkung dengan Airfoil Flange Posisi 72°

x/D	U/U ₀										
	x/L=0	x/L=0.1	x/L=0.2	x/L=0.3	x/L=0.4	x/L=0.5	x/L=0.6	x/L=0.7	x/L=0.8	x/L=0.9	x/L=1
-0,15	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,34
-0,14	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,34
-0,13	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,34
-0,11	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,34
-0,1	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
-0,09	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
-0,08	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
-0,07	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41	1,41
-0,06	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,41
-0,05	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,41
-0,04	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,55	1,41
-0,03	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,41
-0,02	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,41
-0,01	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,55	1,41
0	1,41	--	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,55	1,41
0,01	1,7	--	--	--	--	--	1,41	1,48	1,55	1,55	1,41
0,02	1,84	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,63	1,55	1,41
0,03	1,84	--	--	--	--	1,41	1,48	1,63	1,63	1,55	1,41
0,04	1,84	1,41	--	1,41	1,41	1,41	1,63	1,63	1,63	1,55	1,41
0,05	1,84	1,48	1,41	1,34	1,41	1,55	1,63	1,63	1,55	1,55	1,41
0,06	1,84	1,63	1,48	1,48	1,55	1,63	1,63	1,63	1,55	1,48	1,41
0,07	1,84	1,77	1,63	1,63	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,41
0,08	1,77	1,77	1,7	1,7	1,7	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,09	1,77	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,1	1,77	1,84	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,11	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,13	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,14	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,15	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,16	1,7	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,17	1,7	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,18	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,19	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,2	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,21	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,22	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,23	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,24	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,25	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,26	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,27	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,28	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,29	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,3	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,31	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,32	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,33	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,34	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,35	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,36	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,38	1,63	1,7	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,39	1,63	1,7	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,4	1,63	1,7	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,41	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,42	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,43	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,44	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,45	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,46	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,47	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,48	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,49	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,5	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,51	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,52	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,53	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,54	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,55	1,63	1,7	1,7	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34

x/D	U/U ₀										
	x/L=0	x/L=0.1	x/L=0.2	x/L=0.3	x/L=0.4	x/L=0.5	x/L=0.6	x/L=0.7	x/L=0.8	x/L=0.9	x/L=1
0,56	1,63	1,7	1,7	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,57	1,63	1,7	1,7	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,58	1,63	1,7	1,7	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,59	1,63	1,7	1,7	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,6	1,63	1,7	1,7	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,61	1,63	1,7	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,63	1,63	1,7	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,64	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,65	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,66	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,67	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,68	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,69	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,7	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,71	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,34
0,72	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,73	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,74	1,63	1,7	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,75	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,76	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,77	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,34
0,78	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,79	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,8	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,81	1,63	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,82	1,7	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,83	1,7	1,77	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,84	1,7	1,77	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,85	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,86	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,88	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,89	1,7	1,84	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,9	1,77	1,84	1,77	1,77	1,77	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,91	1,77	1,84	1,77	1,77	1,7	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,92	1,77	1,77	1,7	1,7	1,7	1,7	1,7	1,63	1,55	1,48	1,41
0,93	1,77	1,77	1,55	1,55	1,63	1,7	1,63	1,63	1,55	1,48	1,41
0,94	1,84	1,55	1,41	1,41	1,55	1,63	1,63	1,63	1,55	1,48	1,41
0,95	1,84	1,48	--	--	1,41	1,55	1,63	1,63	1,55	1,48	1,41
0,96	1,84	1,34	--	--	--	1,41	1,55	1,63	1,63	1,55	1,41
0,97	1,84	1,41	--	--	--	--	1,48	1,55	1,63	1,55	1,41
0,98	1,84	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,63	1,55	1,41
0,99	1,84	--	--	--	--	--	--	1,48	1,55	1,55	1,41
1	1,41	--	--	--	--	--	--	1,34	1,55	1,55	1,41
1,01	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,55	1,41
1,02	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,41
1,03	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41	1,55	1,41
1,04	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,55	1,41
1,05	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,41
1,06	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,48	1,41
1,07	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
1,08	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
1,09	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,41
1,104	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,409
1,115	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,337
1,125	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,337
1,135	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,337
1,146	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1,337

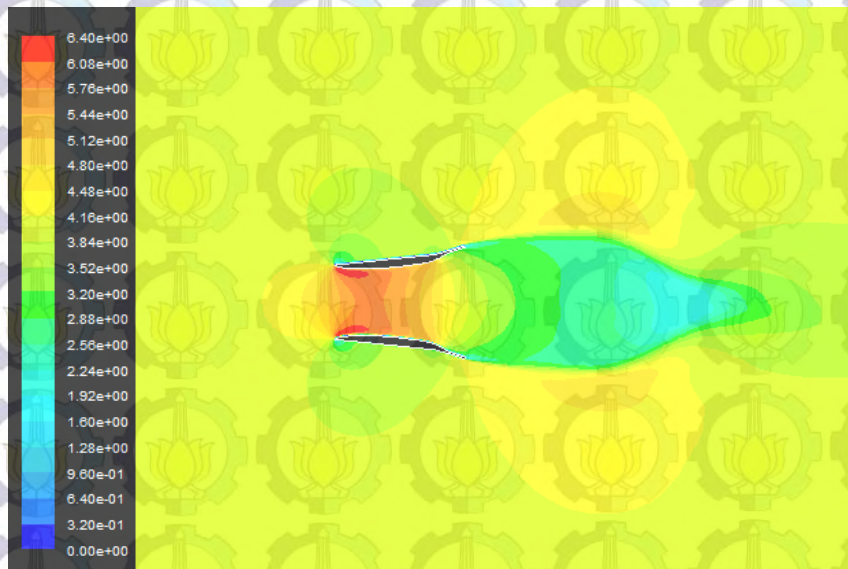
LAMPIRAN C

Data Profil Kecepatan *Diffuser* Lengkung

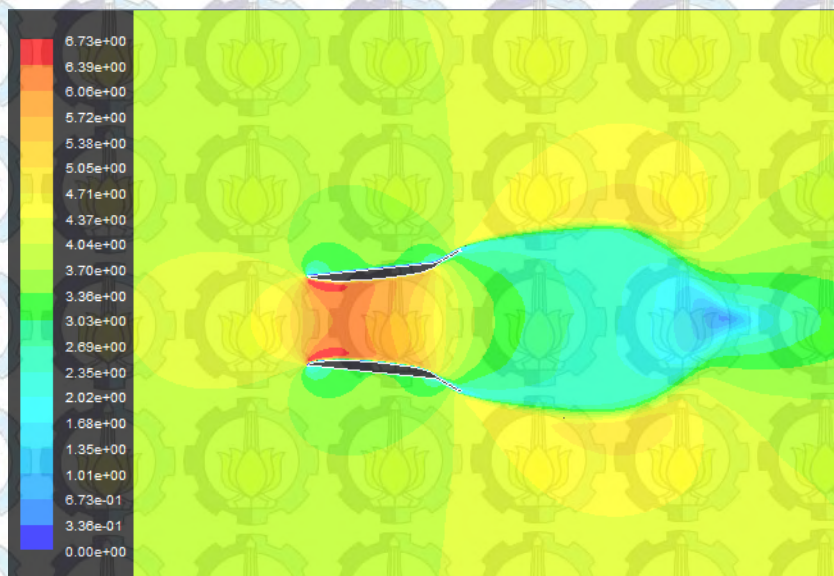
C.1. Profil Kecepatan Angin *Diffuser* dengan Penambahan *Flat Flange*



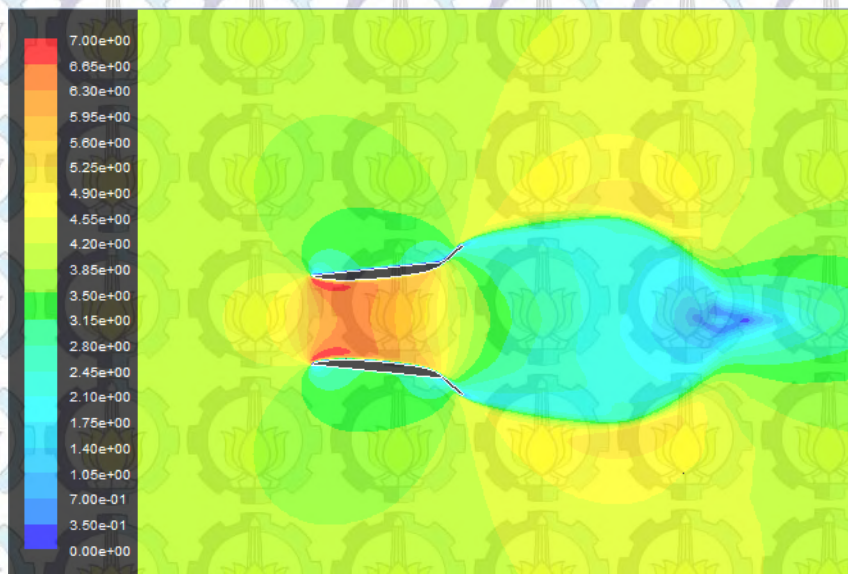
Gambar C.1. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 0°.



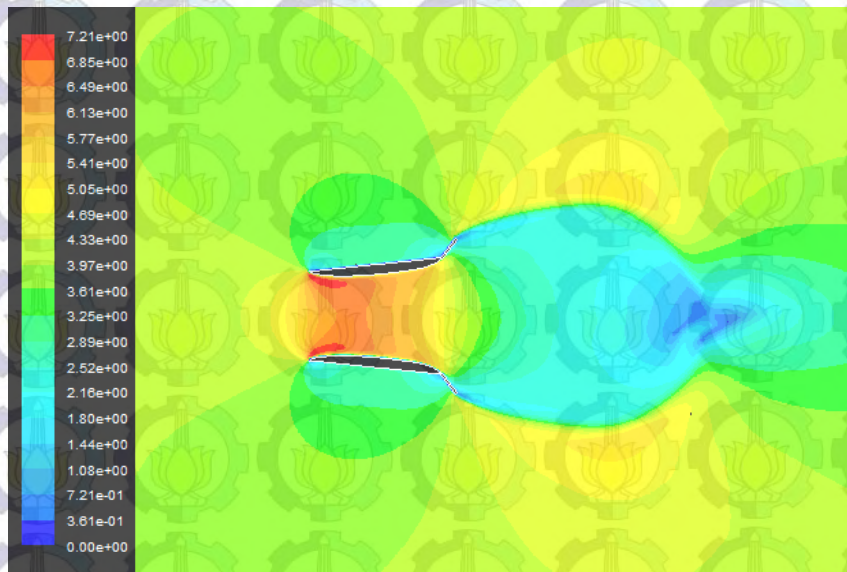
Gambar C.2. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 12°.



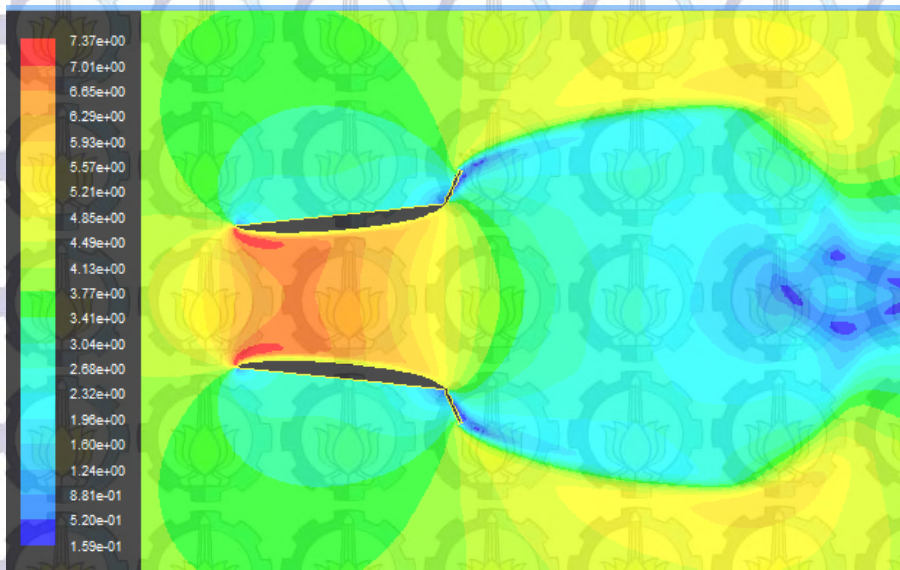
Gambar C.3. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 24°.



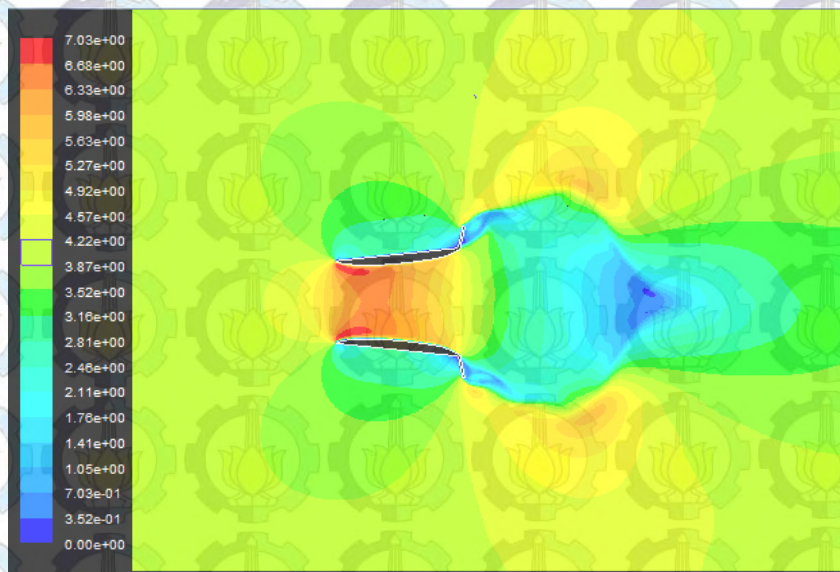
Gambar C.4. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 36°.



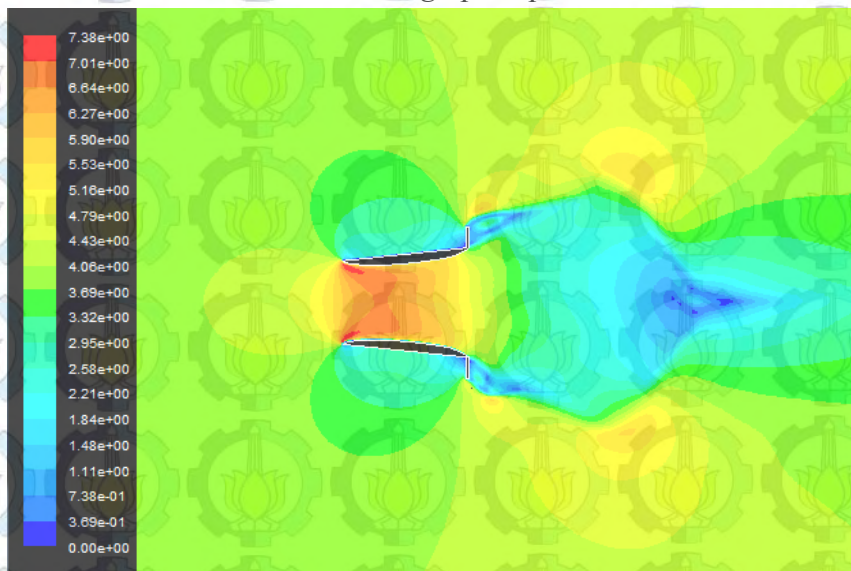
Gambar C.5. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 48°.



Gambar C.6. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 60°.

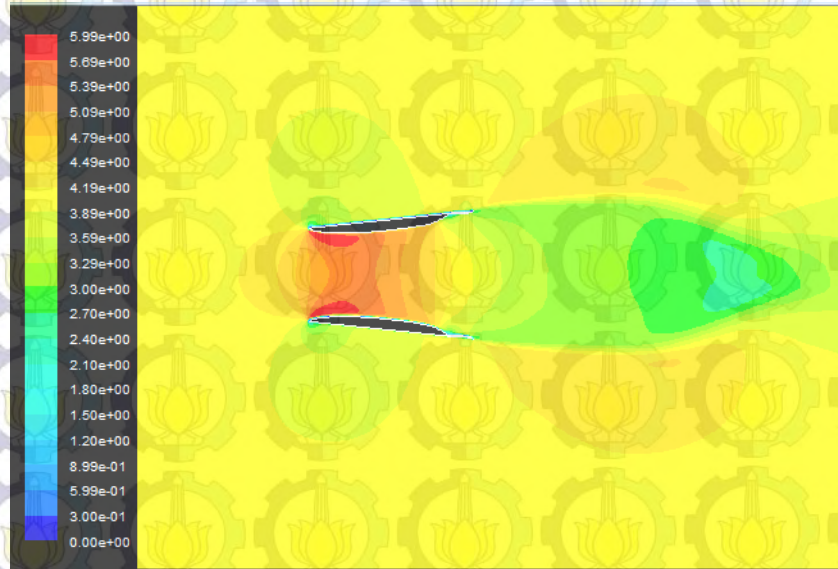


Gambar C.7. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 72° .

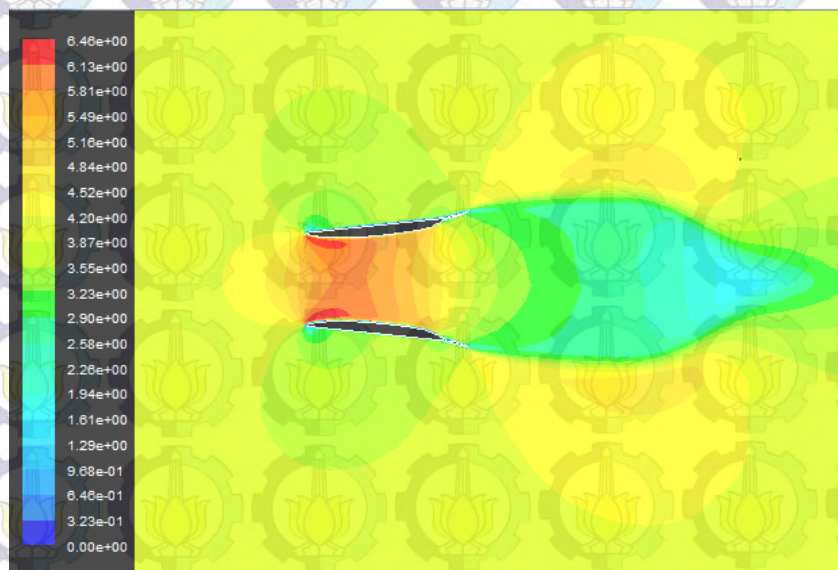


Gambar C.8. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Flat-Flange* pada posisi sudut 84° .

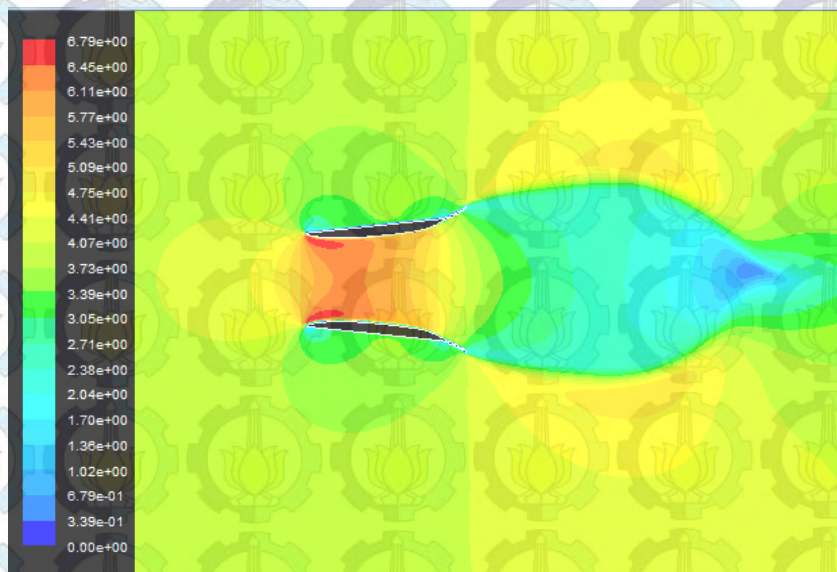
C.2. Profil Kecepatan Angin *Diffuser* dengan Penambahan *Airfoil Flange*



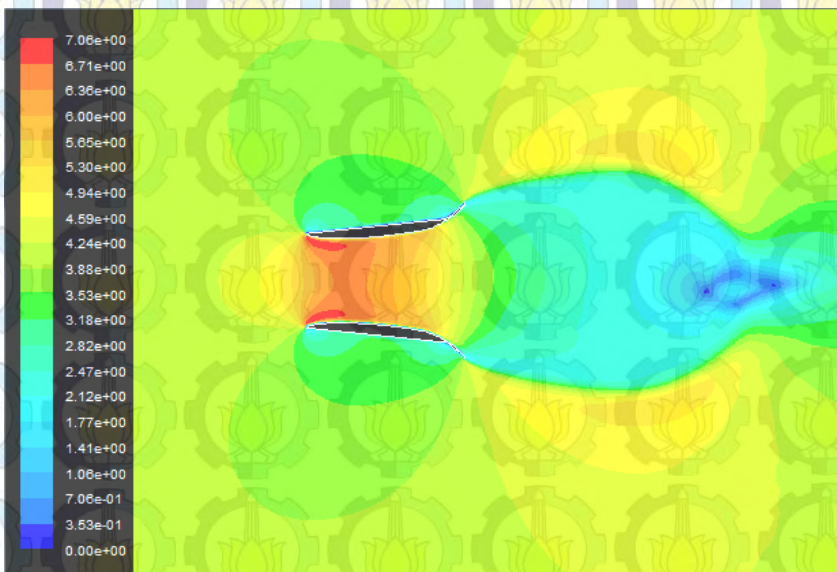
Gambar C.9. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 0°.



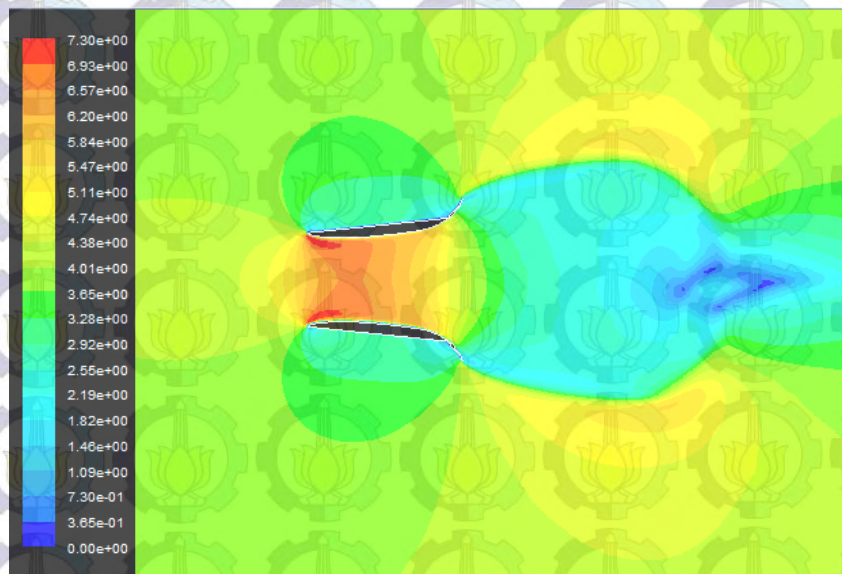
Gambar C.10. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 12°.



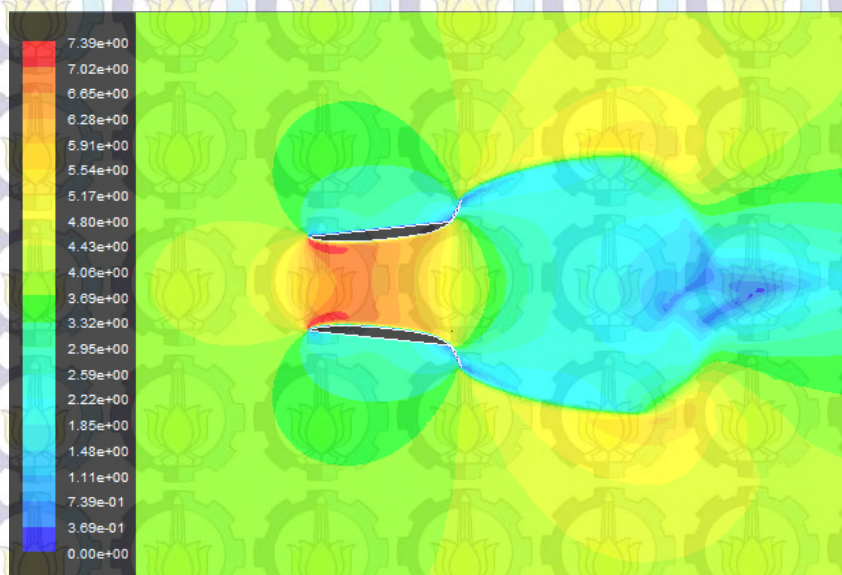
Gambar C.11. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 24°.



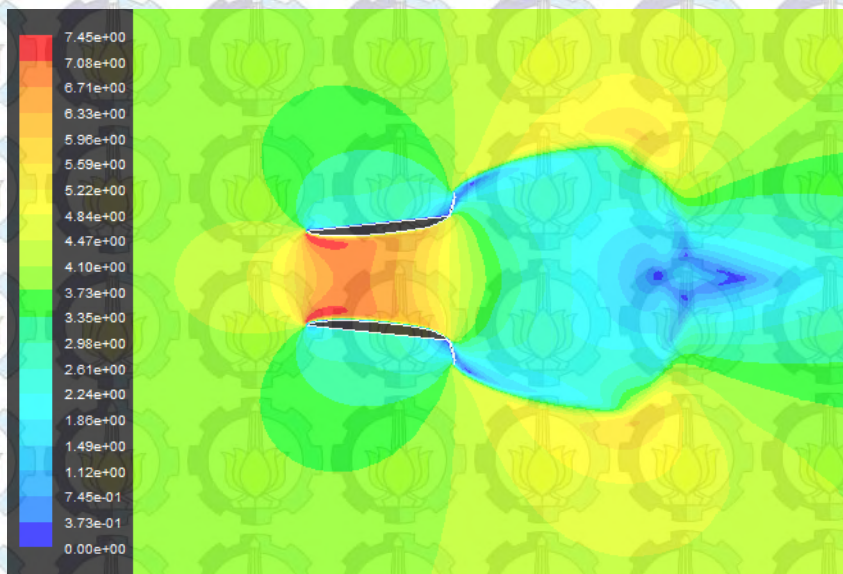
Gambar C.12. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 36°.



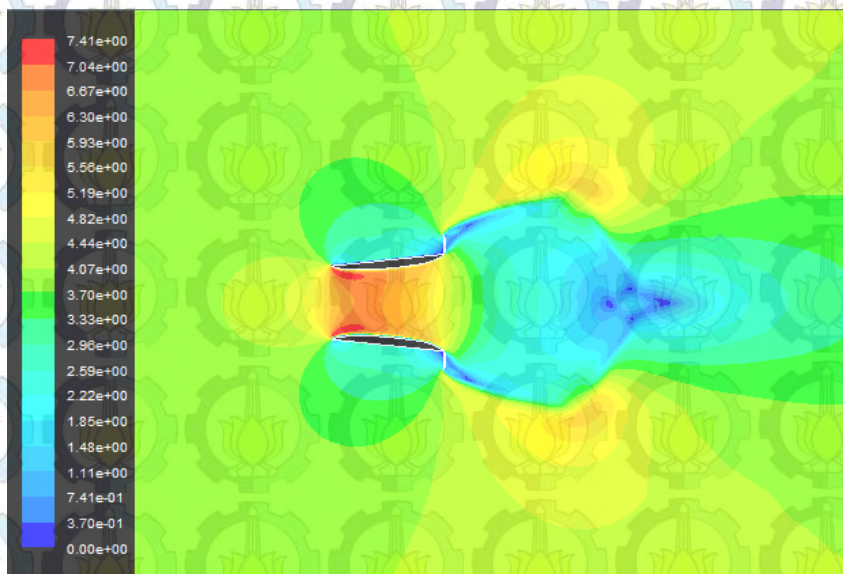
Gambar C.13. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 48°.



Gambar C.14. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 60°.



Gambar C.15. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 72° .



Gambar C.16. Profil Kecepatan Angin pada *Diffuser* Lengkung dengan Penambahan *Airfoil Flange* pada posisi sudut 84° .

DAFTAR LAMPIRAN

LAMPIRAN A. SOURCE CODE PROGRAM PENDUKUNG	49
A.1. Desain <i>Airfoil</i> NACA 4 Digit	49
A.2. <i>PixelCount</i> (Pendefinisian Warna Gambar)	52
LAMPIRAN B. DATA PROFIL KECEPATAN <i>DIFFUSER</i> LENGKUNG	55
B.1. <i>Diffuser</i> Lengkung dengan <i>Flat Flange</i> Posisi 60°	55
B.2. <i>Diffuser</i> Lengkung dengan <i>Airfoil Flange</i> Posisi 72°	57
LAMPIRAN C. GAMBAR PROFIL KECEPATAN <i>DIFFUSER</i> LENGKUNG	59
C.1. Profil Kecepatan Angin <i>Diffuser</i> dengan Penambahan <i>Flat Flang</i>	59
C.2. Profil Kecepatan Angin <i>Diffuser</i> dengan Penambahan <i>Airfoil Flange</i>	63

DAFTAR PUSTAKA

- Abe, K.-i., & Ohya, Y. (2004). *An Investigation of flow fields around flanged Diffuser using CFD*. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamic 92, 315-330.
- Alexandrou, A. (2001). *Principle of Mechanics Fluid*. New Jersey: Prentice-Hall.
- Anderson, J. J. (1991). *Fundamental of Aerodynamics*. Singapore: McGraw-Hil.
- Bertin, J. J., & Cummings, R. M. (2009). *Aerodynamics for Engineers*. United States : Pearson Ptentice-Hall.
- Chen, T.Y., Liao, Y.T. (2012). *Development of small wind turbines for moving vehicles: Effects of flanged Diffusers on rotor performance*. Experimental thermal and fluid science, 136-142.
- Foreman, K. M., Gilbert, B., & Oman, R. A. (1978). *Diffuser Augmentation Of Wind Turbines*. Solar Energy, 305-311.
- Fox, R. W., & McDonald, A. T. (1978). *Introduction to Fluid Mechanics*. canada: Jhon Wiley & Son.
- Kardous, M., R. C. (2013). *on The Dependence Of an Empty Flanged Diffusers Performance on Flange Height : Numerical Simulations and PIV Visualization*. Renewable Energy, 123-128.
- Kementrian ESDM. (2012). *Potensi Energi Indonesia*. Kementrian Energi dan Sumber Daya Mineral.
- Logsdon, N. (2006). *A Procedure for Numerically Analyzing Airfoils and Wing Sections*. Columbia: University of Missouri.
- Lubis, M. M. (2012). *Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum*. E-Dinamis, 23-33.
- Nasution, A., & Deka, W. P. (2011). *Optimized Curvature Interior Profile For Diffuser Augmented Wind Turbine (DAWT) To Increase Its Energy-Conversion Performance*. IEEE First Conference on Clean Energy and Technology CET , 315-320.
- Ohya, Y., & Karasudani, T. (2010). *A Shrouded Wind Turbine Generating High Output Power with Wind-lens Technology*. Energies, 634-649.

- Ohya, Y., Karasudani, T., Sakurai, A., Abe, K.-i., & Inoue, M. (2008). *Development of a Shrouded Wind Turbine with a Flanged Diffuser*. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 96, 524-539.
- Purwanto, Deka W., (2011). *Analisa Variasi Geometri Terhadap Kinerja Diffuser Pada Diffuser Augmented Wind Turbine*. *Tesis*, Surabaya : Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- Purwanto, Deka W., & Nasution, A. M. (2010). *Interior Lengkung Diffuser Untuk Peningkatan Performansi Diffuser-Augmented Wind Turbine (DAWT)*. *Seminar Nasional Energi Terbarukan Indonesia I*, (hal. 1-5). Purwokerto.
- Rainaldo (2007). *Pemodelan Objek Dua Dimensi Dengan Metode Elemen Hingga Untuk Tomografi Optik*. *Skripsi*. Bandung : Institut Teknologi Bandung.
- Spera, D. A. (2009). *Wind Turbine Technology*. New York: ASME.
- Toya, H., T. K. (2007). *Fluid Flow Analysis and Design of a Shroud for Wind Turbine Using Ansys*. *International Conference on Electrical Machines and Systems*, (pp. 298-301). Seoul.
- Tuakia, F. (2008). *Dasar-dasar CFD Menggunakan Fluent*. Bandung: Informatika.
- U.S. Department of Commerce. (2010). *Renewable Energy Market Assessment Report: Indonesia*. Washington: International Trade Administration.
- Wang, F., Bai, L. (2008). *Development of Small Domestic Wind Turbine with Scope and Prediction of Its Annual Power Output*. *Renewable energy*, 1637-1651.

BIOGRAFI PENULIS



Muchammad Nurur Rochman, lahir di Surabaya, 22 Agustus 1989. Menamatkan S1 di Universitas Airlangga Fakultas Sains dan Teknologi Jurusan Fisika (2011) dengan topik tugas akhir Rekonstruksi Holografi Digital. Kemudian penulis melanjutkan S2 (2012) di jurusan Teknik Fisika bidang keahlian Rekayasa Instrumentasi Jurusan Teknik Fisika Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Dalam penyelesaian program Magister penulis mengambil topik Studi Pengaruh Penambahan *Flange* untuk Peningkatan Performansi *Diffuser-Augmented Wind Turbine* (DAWT) dengan *Curvature* Lengkung. Penulis sangat tertarik dalam bidang energi, yaitu bidang yang berlawanan dengan topik ketika S1, karena pada saat ini, konversi energi terbarukan membutuhkan perhatian untuk dikaji sebagai usaha peningkatan efisiensi konversi energi angin khususnya di Indonesia. Dalam penyusunan tesis, penulis sangat berterimakasih kepada kedua orang tua yang selalu memberikan dukungan, nasehat dan do'a yang tidak pernah terputus untuk selalu mendo'akan penulis agar diberikan kelancaran dan kemudahan dalam penyelesaian tesis ini.